



# Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar

## TRABAJO FIN DE MÁSTER

*Sistema de comunicaciones estratégico por satélite*

**Máster en Gestión y Dirección de Sistemas y Tecnologías de la Información y  
las Comunicaciones y de Seguridad de la Información**

**ALUMNO:** Carlos Herrero Santos

**DIRECTORES:** Felipe Gil Castiñeira

**CURSO ACADÉMICO:** 2023-2024





# Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar

## TRABAJO FIN DE MÁSTER

*Sistema de comunicaciones estratégico por satélite*

**Máster en Gestión y Dirección de Sistemas y Tecnologías de la Información y  
las Comunicaciones y de Seguridad de la Información**



## **RESUMEN**

El presente Trabajo Fin de Máster analiza el caso de un posible proyecto de diseño y despliegue de un sistema de comunicaciones basado en satélites de órbita estacionaria para comunicaciones estratégicas, que podría ser de utilidad para el ámbito de Defensa y Seguridad.

Se ha realizado un recorrido por el estado del arte en este ámbito de la ingeniería para plantear la viabilidad técnica, basándose en datos, bien reales, típicos o cálculos y estimaciones.

Se han aplicado los procedimientos de cálculo empleados por las ingenierías especializadas en el diseño de redes de comunicaciones por satélite para llevar a cabo un diseño que podría ser funcional en la práctica.

Las consideraciones de gestión y diseño abarcan desde la exposición de las fases de diseño y puesta en servicio de un sistema de comunicaciones por satélite, los elementos principales que podrían componer el sistema, la seguridad y hasta la realización de un balance del enlace del sistema en las bandas de frecuencias de mayor interés en el ámbito del Ministerio de Defensa y organizaciones internacionales, como la EDA y la OTAN.

## **PALABRAS CLAVE**

Satélite, enlace, antena, ciberseguridad, geoestacionario.

# **AGRADECIMIENTOS**

A mi esposa e hijos, por su paciencia y el tiempo que me han dado.



# CONTENIDO

Contenido .....	1
Índice de Figuras .....	3
Índice de Tablas.....	5
1 Introducción y objetivos .....	6
1.1 Los sistemas de comunicaciones por satélite en el ámbito de Defensa .....	6
1.2 El modelo del Sistema de Comunicaciones Militares Seguras por Satélite Español.....	6
1.3 Objetivo del trabajo.....	8
2 Estado del arte .....	9
2.1 Estado del arte de los sistemas de comunicaciones por satélite.....	9
2.1.1 Qué es un satélite artificial. ....	9
2.1.2 Historia y evolución en España. ....	9
2.1.3 Tecnologías incorporadas en los sistemas de comunicaciones por satélite. ....	13
2.1.4 El futuro de los sistemas de comunicaciones por satélite en España. ....	14
3 Desarrollo del TFM.....	16
3.1 Posiciones orbitales y gestión del espectro .....	16
3.1.1 Las posiciones orbitales y gestión del espectro espacial. ....	16
3.2 Proyecto de un sistema de comunicaciones por satélite .....	18
3.2.1 Fase 1: Diseño y Construcción del Satélite .....	18
3.2.2 Fase 2: Planificación de la Misión.....	19
3.2.3 Fase 3: Integración del Satélite en la Carga Útil .....	19
3.2.4 Fase 4: Lanzamiento .....	20
3.2.5 Fase 5: Maniobras Orbitales y Entrada en Órbita Geoestacionaria.....	20
3.2.6 Fase 6: Pruebas y Puesta en Servicio.....	21
3.3 Geometría del enlace de comunicaciones por satélite en órbita GEO .....	22
3.3.1 Órbitas.....	22
3.4 Elementos principales de un sistema de comunicaciones por satélite GEO.....	27
3.4.1 Segmento espacial. ....	27
3.4.2 Segmento terreno. ....	43
4 Resultados .....	53
4.1 Cálculos de los enlaces de comunicaciones por satélite. ....	53
4.1.1 Planteamiento de los enlaces de comunicaciones GEO. ....	53
4.1.2 Cálculo del balance del enlace en banda X. ....	53
4.1.3 Cálculo del balance del enlace en banda Ka.....	58

4.1.4 Cálculo del balance del enlace en banda UHF. ....	62
4.1.5 Cálculo del balance del enlace de telemetría y telecontrol en banda S. ....	66
5 Conclusiones y líneas futuras .....	70
5.1 Conclusiones .....	70
5.2 Líneas futuras .....	70
6 Bibliografía.....	72
Anexo I: Lista de reservas realizadas (2021-2023). ....	79
Anexo II: Lista de acrónimos. ....	83

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2-1 Componentes principales del Sputnik-1 [4].	9
Figura 2-2 Instantánea de la preparación del Intelsat-1 [8].	9
Figura 2-3 Vista del satélite Minisat 01 [10].	10
Figura 2-4 Instantánea del proceso de fabricación y pruebas del Hispasat-1A [11].	10
Figura 2-5 Terminal SECOMSAT At <i>The Quick Halt</i> (ATQH) [13].	11
Figura 2-6. Preparativos del satélite XTAR-EUR [18].	12
Figura 2-7. satélite SPAINSAT en soporte de inspección y prueba [20].	12
Figura 2-8. Satélite SPAINSAT NG I [24].	14
Figura 2-9. Vista del módulo de comunicaciones del satélite SPAINSAT NG I [26].	15
Figura 3-1. Web de reservas registradas en la UIT-R de posiciones orbitales [28].	16
Figura 3-2. Web de Circular Internacional de Información sobre Frecuencias [29].	17
Figura 3-3. Diagrama de una GTO [34].	19
Figura 3-4. Configuraciones de la carga útil del cohete Ariane 6 de la ESA [35].	20
Figura 3-5. Configuración de etapas del cohete Ariane 6 de la ESA [36].	20
Figura 3-6. Diagrama de la “caja” orbital definitiva en órbita GEO de un satélite [37].	21
Figura 3-7. Montaje de instrumentación de prueba de PIRE enlace uplink [37].	22
Figura 3-8. Eclipse de un satélite GEO en el equinoccio de otoño [40].	23
Figura 3-9. Representación de la congestión en la órbita geostacionaria [43].	24
Figura 3-10. Evolución del número de objetos observados en órbitas geocéntricas, por clase de órbita [43].	25
Figura 3-11. Diagrama de una órbita oblicua Molyna [46].	26
Figura 3-12. Esquema de la plataforma LS-1300 [51].	28
Figura 3-13. Esquema del subsistema de potencia y paneles solares de la plataforma LS-1300 [51] [52].	29
Figura 3-14. Sensor infrarrojo de Tierra (modelo para órbita LEO) [53].	29
Figura 3-15. Modelo de giróscopo láser de anillo Honeywell [54] [55].	30
Figura 3-16. Sistema de propulsión orbital a base de bi-propelente [56].	31
Figura 3-17. Sistema de propulsión orbital por tecnología de iones de radiofrecuencia [57].	32
Figura 3-17. Sistema activo de calefacción de baterías del satélite UMP-Sat 2 [58].	33
Figura 3-19. Esquema de la cadena de transmisión / recepción propuesto.	34
Figura 3-20. Diagrama de un Tubo de Ondas Progresivas (TWT) (tomado de [64]).	35
Figura 3-21. Esquema de canalización en Banda X.	36
Figura 3-22. Esquema de canalización en Banda X con conexión cruzada a banda Ka.	36
Figura 3-23. Esquema de canalización en Banda Ka.	37

Figura 3-24. Diagrama de antenas parabólicas de iluminación directa e indirecta (tomado de [65], página 7).....37

Figura 3-25. Diagrama aproximado de haz global (17°) sobre la posición 29E (calculado con [66]). .....38

Figura 3-26. Diagrama aproximado de haz regional (4°) sobre la posición 35N, 29E (calculado con [66]).....39

Figura 3-27. Esquema de antena array pasivo (*passive ESA*) (tomado de [67], página 479).....40

Figura 3-28. Esquema de antena array activo (*active ESA*) (tomado de [67], página 479).....41

Figura 3-29. Router espacial CISCO IRIS (tomado de [70]). .....42

Figura 3-30. Terminal de usuario táctico con capacidad UHF SATCOM (tomado de [71])......42

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1-1 Reservas de España para SECOMSAT (tomada de [31]).....	18
Tabla 3-2 Rango de frecuencias general. ....	52
Tabla 4-1 Rango de frecuencias seleccionado para los enlaces. ....	53
Tabla 4-2 Requisitos mínimos de los enlaces para este trabajo. ....	53
Tabla 3-1 Características de la transmisión de datos para B-X.....	54
Tabla 4-4 Características de la transmisión de datos para B-Ka.....	58
Tabla 4-5 Características de la transmisión de datos para UHF.....	62
Tabla 4-6 Características de la transmisión de datos para B-S. ....	66
Tabla 0-1 Lista de reservas realizadas en el periodo 2021 a 2023 para redes por satélite (tomada de [78]).....	79
Tabla 0-1 (Cont.) Lista de reservas realizadas en el periodo 2021 a 2023 para redes por satélite (tomada de [78]).....	80
Tabla 0-1 (Cont.) Lista de reservas realizadas en el periodo 2021 a 2023 para redes por satélite (tomada de [78]).....	81
Tabla 0-1 (Fin.) Lista de reservas realizadas en el periodo 2021 a 2023 para redes por satélite (tomada de [78]).....	82

# 1 INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

## 1.1 Los sistemas de comunicaciones por satélite en el ámbito de Defensa

El Ministerio de Defensa explota, desde hace más de veintitrés años, sistemas de comunicaciones militares por satélite, a través de la denominada Misión Gubernamental de los satélites de comunicaciones militares.

Como se exone en [1], inicialmente, la Misión Gubernamental del Sistema de Comunicaciones por Satélite HISPASAT-1, se articuló mediante el Acuerdo de Consejo de Ministros de 7 de abril de 1989 y la suscripción de un Acuerdo Marco el 16 de junio de 1991, complementado por un Acuerdo Económico Específico en 1993 (modificado en 1996), un Acuerdo de Utilización de junio de 1995, un Acuerdo Técnico Específico en julio de ese mismo año y un Procedimiento Administrativo de Funcionamiento en 1997.

Mediante el Acuerdo del Consejo de Ministros de 11 de julio de 1997 se otorgó a la sociedad HISPASAT la concesión del servicio de gestión del segmento espacial de la posición orbital geoestacionaria atribuida a España, para que HISPASAT facilitara la capacidad espacial de comunicaciones que el Ministerio de Defensa precisara, todo ello recogido en un contrato administrativo de concesión, firmado entre HISPASAT y la Administración a finales 1997.

Complementando los trámites burocráticos anteriores, en 1997 el Ministerio de Defensa y la empresa HISPASAT suscribieron un protocolo de intenciones de utilización de futuras generaciones de satélites, para la provisión de capacidad espacial, teniendo en cuenta el ciclo de vida de la Misión Gubernamental estimado en aquel momento.

Como consecuencia, el Ministerio de Defensa y las empresas HISDESAT e HISPASAT suscribieron un Acuerdo Marco para la Implantación de un Sistema de Comunicaciones Militares por Satélite en julio de 2001, previamente autorizado por Consejo de Ministros, para la colaboración en la definición, implantación y explotación de la Misión Gubernamental y de la capacidad espacial redundante de los nuevos satélites que sustituirían en su momento a los satélites que cubrían la capacidad espacial entonces, HISPASAT 1A Y 1B.

Los satélites de HISPASAT e HISDESAT han permitido proveer de servicio de comunicaciones seguras por satélite a las más altas instituciones del Estado, las cuales exigen diariamente sistemas de excelentes prestaciones para todo el territorio nacional, de gran fiabilidad y disponibilidad en entornos críticos, como redes de seguridad, emergencias, cuerpos especiales de los Ejércitos y la Armada.

Los satélites de comunicaciones juegan un papel muy importante para el desarrollo de las Operaciones de Mantenimiento de la Paz y en el restablecimiento de las comunicaciones después de una catástrofe, ya que se trata del único sistema de comunicaciones que asegura la continuidad del servicio ante un desastre natural, que afecte a las infraestructuras de los sistemas de comunicación terrestres, con el valor añadido de que permiten operar una red de emergencias, por ser el satélite el medio más rápido para restablecer las comunicaciones.

## 1.2 El modelo del Sistema de Comunicaciones Militares Seguras por Satélite Español

La participación de la Industria nacional ha sido esencial en el desarrollo del programa de comunicaciones para usos gubernamentales por satélite del Ministerio de Defensa español.

Este programa incluye dos satélites, prácticamente al final de su vida útil en la actualidad, y otros dos en desarrollo de nueva generación. Están pensados para operar en parejas, uno principal y otro de respaldo que complementa la cobertura, cuya capacidad permitirá ofrecer servicios de comunicaciones seguras en bandas X, Ka y UHF militar a las instituciones españolas y también a gobiernos de países amigos.

La adopción de las bandas de comunicaciones X, Ka y UHF militar, disponibles sólo para aplicaciones gubernamentales, dificultan la interceptación o interferencia de las comunicaciones por parte de terceros. El mando y el control de los satélites (telemetría y tele-comando) se realizan a través de un sistema de cifrado con un alto nivel de protección. Además, la fiabilidad del sistema se incrementa al disponer de estaciones de control redundantes que gozan de una escasa vulnerabilidad.

El uso de los satélites de comunicaciones será presumiblemente el siguiente durante los próximos años:

- Respaldo o reserva de otros enlaces del servicio terrestre, estratégicos, de alta capacidad.
- Establecimiento de comunicaciones seguras hacia sistemas fuera de una zona de operaciones.
- Conexión de emplazamientos de despliegue en el área periférica de una zona de operaciones, a los que no llega la red principal o estratégica.
- Aumento la panoplia de bandas de frecuencias disponibles para operaciones, a fin de proporcionar más capacidad y ancho de banda.
- Establecimiento de conexiones de red dentro de una misma zona de interés con mínimas infraestructuras terrenas, incluso sin necesidad de una estación terrena concentrador o “hub”.
- Conexión de Puestos de Mando móviles ó diversas plataformas con otras estaciones móviles.

Evidentemente, la gran ventaja de los satélites de comunicaciones militares es la extensión de la cobertura sobre la superficie terrestre que se puede conseguir con una mínima infraestructura.

Otra importante ventaja es que muy pocos actores son capaces de acceder a las órbitas terrestres, especialmente las geostacionarias, muy altas, por lo que se pueden considerar sistemas muy seguros, pues muy pocos países disponen de capacidad para causar efectos sobre ellos y se requieren equipos sofisticados para interferirlos.

Sin embargo, también existen limitaciones muy significativas, como la complejidad de los propios sistemas y sus tecnologías asociadas, especialmente el Segmento Espacial, el elevado coste económico de obtención y prestación del servicio además de la necesidad de transmisión de potencias elevadas, de antenas de grandes dimensiones y equipos receptores de gran sensibilidad.

Operativamente, estos sistemas deben integrarse con otras tecnologías de comunicación militares y comerciales, de modo que la cobertura sea universal, con receptores y transmisores reconfigurables, asequibles, con una arquitectura de Radio Definida por Software, accesibles incluso mediante terminales portables de UHF, reservando el empleo de las comunicaciones de largo alcance HF como respaldo.

La OTAN también necesita de forma ininterrumpida unos servicios de comunicaciones por satélite para su radio de cobertura de actuación, que se podrían resumir en los siguientes tipos [2]:

- Servicios Protegidos en la banda SHF, con requisitos de robustez militar especiales.
- Servicios Seguros en las bandas SHF, Ku y Ka militar, con requisitos de robustez militar.
- Servicios tácticos de Banda estrecha, en la banda UHF.
- Servicios de aumento, bajo demanda, a través de servicios comerciales (GOVSATCOM).

El actual Paquete de Capacidad de Comunicaciones Militares por Satélite de la OTAN (CPA09130), en el que el Ministerio de Defensa español siempre ha tenido el interés por participar de forma activa [3], ha completado sus primeras fases de definición y asistencia técnica del proyecto. El Paquete de Capacidad de la OTAN tiene una vigencia prevista estimada desde 2019 hasta 2034. La nueva generación de satélites del SECOMSAT español, en avanzada fase de desarrollo, tendrá las características necesarias para poder ofrecer sus servicios no sólo en el ámbito nacional, sino en el ámbito MILSATCOM de la OTAN y el entorno internacional.

### **1.3 Objetivo del trabajo**

El presente trabajo pretende mostrar las líneas generales más importantes del diseño de un sistema estratégico de comunicaciones por satélite que hipotéticamente pudiera ser de utilidad para el SECOMSAT español.

Para ello se va a tratar los siguientes aspectos relacionados:

- a. La geometría de los enlaces por satélite.
- b. Las posiciones orbitales y la gestión del espectro electromagnético.
- c. Elementos principales del segmento espacial.
- d. Elementos principales del segmento terreno.
- e. Balance de un enlace satélite geoestacionario.
- f. La ciberseguridad en los sistemas de comunicaciones por satélite.
- g. Aspectos generales de la gestión del proyecto.
- h. Conclusiones.

## 2 ESTADO DEL ARTE

### 2.1 Estado del arte de los sistemas de comunicaciones por satélite

#### 2.1.1 *Qué es un satélite artificial.*

Un satélite artificial es una máquina construida por el hombre que gira (orbita) alrededor de un planeta, como la Tierra. El primer satélite artificial fue el Sputnik 1, lanzado por la Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas (U.R.S.S.) en 1957 [4].

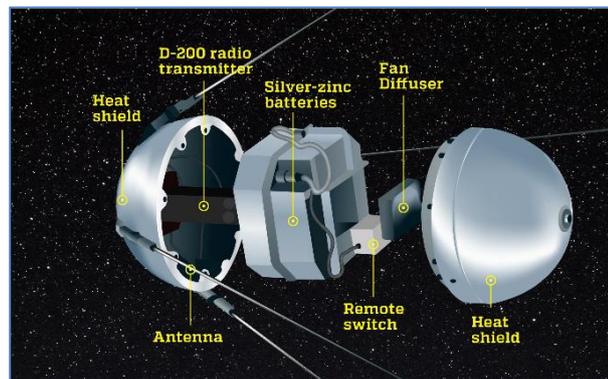


Figura 2-1 Componentes principales del Sputnik-1 [4].

Desde entonces, muchos más países han lanzado miles de satélites artificiales que desempeñan diversas funciones, como telecomunicaciones, observación de la Tierra, navegación, estudio de la meteorología y exploración espacial.

Después de su vida útil, normalmente al acabar el combustible que les posibilita moverse en el espacio, o al degradarse su sistema de energía, algunos satélites permanecen en órbita inertes como "basura espacial", mientras que otros al perder energía caen y se desintegran al entrar en la atmósfera.

#### 2.1.2 *Historia y evolución en España.*

La era de las comunicaciones por satélite comenzó con el lanzamiento del Sputnik 1, que emitía señales de radio de 20,007 y 40,002 MHz de frecuencia, marcando además el inicio de la carrera espacial entre las dos superpotencias de la época, los Estados Unidos de América (EE.UU.) y la URSS [6].

Los primeros satélites se diseñaron principalmente para telecomunicaciones, siendo el Intelsat 1, lanzado en 1966 por los EE.UU., el primero comercial destinado al servicio telefónico para uso público [7].



Figura 2-2 Instantánea de la preparación del Intelsat-1 [8].

En España, el Minisat 01, lanzado el 21 de abril de 1997, fue el primer satélite de investigación y su diseño fue totalmente español.

Desarrollado dentro del Programa de Pequeños Satélites (denominado Minisat) su objetivo principal fue probar y desarrollar la capacidad de España para producir y operar satélites artificiales.

En particular, el Minisat 01 realizó actividades de observación de la Tierra en una órbita baja (*Low Earth Orbit*, LEO) y llevó a cabo cuatro experimentos científicos. Su construcción fue modular, con un factor de forma de pequeño tamaño, con un peso total de 195 Kg.

El lanzamiento se realizó desde una aeronave que despegó de la base aérea de Gando, en Canarias [9], siendo el primer vehículo puesto en órbita desde España. Finalmente, el Minisat 01 volvió a la Tierra cinco años después habiendo completado su misión con éxito.



Figura 2-3 Vista del satélite Minisat 01 [10].

Posteriormente, el Hispasat 1A fue el primer satélite de comunicaciones del operador español Hispasat. Lanzado el 10 de septiembre de 1992, tenía una doble misión, civil y militar, y ofrecía servicios a operadores de telecomunicaciones y radiodifusión en Europa, América y el norte de África. Estaba equipado con dieciséis transpondedores de banda Ku y tres de banda X.

Fue utilizado por el Ejército de Tierra para la Operación de Mantenimiento de la Paz (OMP) en la ex Yugoslavia y por primera vez por las cadenas de televisión privada españolas.

Aunque su vida útil prevista era de 10 años, el satélite permaneció activo hasta julio de 2003. Su lanzamiento marcó un hito en la historia de las comunicaciones por satélite en España y permitió a la industria aprender y obtener experiencia en los procesos de puesta en órbita, diseño y construcción de antenas, para sistemas espaciales, entre otras cuestiones [11].



Figura 2-4 Instantánea del proceso de fabricación y pruebas del Hispasat-1A [11].

El SECOMSAT (Sistema Español de Comunicaciones Militares por Satélite) es una red militar española de comunicaciones militares a larga distancia vía satélite creada en los inicios de la década de 1990. Este sistema está formado por una serie de terminales desplegables que permiten el intercambio de información, a través de canales seguros y fiables, en tiempo real entre los centros de decisión, desde el nivel político-estratégico y operacional hasta el nivel táctico [12].



**Figura 2-5 Terminal SECOMSAT At The Quick Halt (ATQH) [13].**

Provee de la capacidad de comunicaciones seguras por satélite a través del Satélite SPAINSAT y en caso de fallo de este a través del XTAR-EUR, tanto a usuarios gubernamentales de España como a otros clientes.

El XTAR-EUR es un satélite de comunicaciones desarrollado conjuntamente por España y Estados Unidos. Fue lanzado el 12 de febrero de 2005 para proporcionar un canal de telecomunicaciones seguras sobre el océano Índico. Inicialmente, era operado por XTAR LLC, una empresa copropiedad de Loral Space & Communications (56%) y de Hisdesat (44%) [14], que en 2020 adquirió la totalidad del satélite [15].

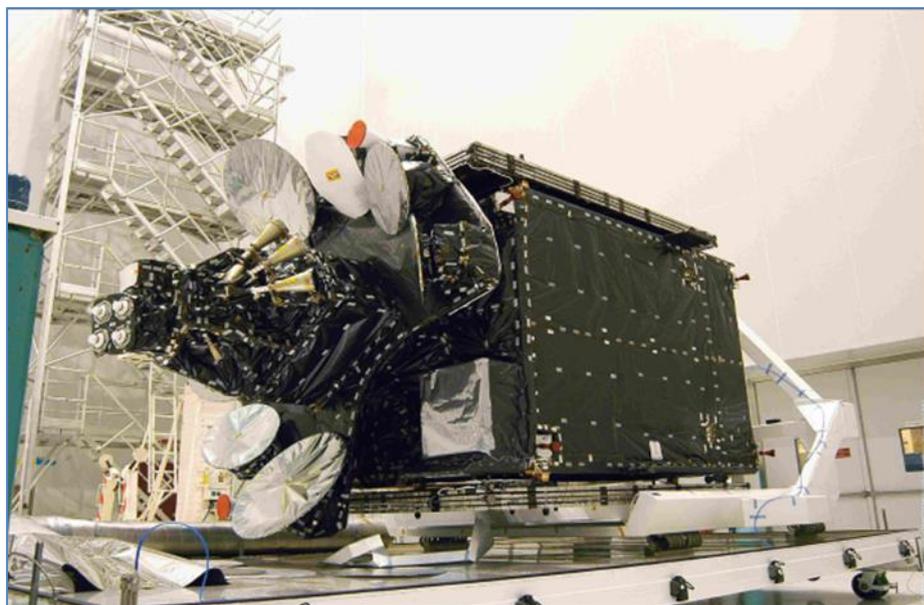
El satélite se basa en el modelo LS-1300 de Space Systems/Loral. Tiene forma de prisma (5,4 x 2,9 x 2,2 m) y un peso total de 1.412 Kg. A los lados de la estructura cuenta con dos paneles solares retráctiles que proporcionan 3,6 KW de potencia. El módulo de comunicación, ubicado en la base inferior, es compatible con los sistemas SATCOM empleados por España y países de la OTAN y contiene doce transpondedores de banda X, de 72 MHz de banda ancha cada uno [16].

El XTAR-EUR está posicionado a 29 grados de longitud Este y proporciona cobertura para el servicio de comunicaciones comercial de banda X sobre una amplia región geográfica, que abarca desde el este de Brasil y el Océano Atlántico, a Europa, África, el Medio Oriente y el sudeste asiático hasta Singapur. Durante su misión, el XTAR-EUR es monitorizado desde los centros de control situados en Ottawa (Canadá) y en Mt.Jackson (Virginia, EE.UU), además de las estaciones de seguimiento de Arganda y Maspalomas [17].



**Figura 2-6. Preparativos del satélite XTAR-EUR [18].**

Como parte de los activos espaciales del sistema de telecomunicaciones militares SECOMSAT, siguió SPAINSAT, un satélite de comunicaciones español, destinado a comunicaciones militares y gubernamentales como el anterior. Con una masa al despegue de unos 3.700 kilogramos, fue lanzado el 11 de marzo de 2006 y proporciona telecomunicaciones en banda X y Ka militar, a operadores gubernamentales y otros clientes, desde la órbita geostacionaria a 30 grados Oeste sobre el Océano Atlántico, en una amplia zona de la Tierra que va desde Estados Unidos hasta Sudamérica, pasando por África, Europa y Oriente Medio [17].



**Figura 2-7. satélite SPAINSAT en soporte de inspección y prueba [20].**

El satélite SPAINSAT pertenece a Hisdesat, empresa española perteneciente a su vez a Hispasat (43%), ISDEFE (30%), Airbus Defence and Space (15%), Indra Espacio (7%) y SENER (5%). Fue construido por Space Systems Loral en California (Estados Unidos), con una vida útil esperada de al menos 15 años, que ya ha sido ampliamente superada [21].

### 2.1.3 Tecnologías incorporadas en los sistemas de comunicaciones por satélite.

Los satélites artificiales de comunicaciones son esenciales para las telecomunicaciones modernas, permitiendo la transmisión de señales de radio y televisión, así como servicios de telefonía e Internet, destacando las siguientes tecnologías impulsoras de estos sistemas:

- Transpondedores:  
Los transpondedores son dispositivos que reciben, amplifican y retransmiten señales de radio. Son fundamentales para las comunicaciones por satélite y han tenido un gran desarrollo con los avances en la tecnología de microondas.
- Bandas de frecuencias:  
Los satélites utilizan una amplia gama de frecuencias de radio y microondas. Los avances de la tecnología electrónica han posibilitado emplear rangos de frecuencia cada vez más elevados, lo que permite implementar servicios cada vez más complejos, de mayor ancho de banda.  
  
Para evitar interferencias en las señales, las organizaciones internacionales han regulado los rangos de frecuencia o "bandas" que las organizaciones pueden usar en sus satélites.
- Órbita geoestacionaria (GEO):  
La mayoría de los satélites de comunicaciones están en órbita síncrona geoestacionaria sobre el Ecuador. Esto permite que el satélite parezca estacionario, siempre en el mismo punto del cielo, facilitando la comunicación entre puntos geográficos muy separados.
- Satélites definidos por software:  
El desarrollo tecnológico actual en comunicaciones satelitales está enfocado hacia los satélites definidos por software, lo que permite una mayor flexibilidad y capacidad de adaptación, permitiendo una gran variedad de los servicios posibles sobre una misma plataforma física, sin cambios de hardware.
- Inteligencia artificial (IA):  
La IA se está utilizando para mejorar la eficiencia y el rendimiento de los sistemas de comunicación por satélite, con un excelente potencial, por ejemplo para las siguientes soluciones:
  - Salto de haces (*beam forming*): ayudar a optimizar el salto de haces, el proceso de cambiar la dirección de transmisión de un haz de radiofrecuencia en la dirección deseada.
  - Prevención de interferencias: prever y mitigar las interferencias de señal, mejorando la calidad de las comunicaciones adaptando los parámetros de filtros digitales para generar nulos en las direcciones de perturbación.
  - Previsión del tráfico de red: analizar patrones de tráfico de red y prever futuras demandas, lo que permitirá una gestión más eficiente de los recursos.
  - Minería de telemetría: analizar los datos de telemetría de los satélites para detectar anomalías y prever problemas potenciales.
  - Gestión de energía: optimizar el uso de la energía en los satélites, prolongando su vida útil.

Además, los satélites equipados con IA podrían tomar decisiones sobre cómo orientar sus antenas, cómo ajustar su velocidad y cómo evitar colisiones con otros objetos en el espacio o con basura espacial catalogada. Esto permitirá una mayor flexibilidad y capacidad de adaptación a los cambios en el hostil entorno espacial, lo que prolongaría la vida útil.

- Enlaces ópticos:  
Los enlaces ópticos permiten la transmisión de datos a velocidades muy altas, algo crucial para las aplicaciones de internet y transmisión de datos.
- Banda 5G:  
La tecnología 5G por satélite combina la potencia y ventajas del 5G con la cobertura global de los satélites en órbita LEO, lo que tiene un gran potencial para mejorar las telecomunicaciones satelitales [22].

Estas tecnologías son solo algunas de las que se utilizan en los satélites de comunicaciones, y es probable que a lo largo del tiempo se produzcan más innovaciones que se puedan incorporar a los satélites de comunicaciones para Defensa y Seguridad en el futuro.

#### 2.1.4 El futuro de los sistemas de comunicaciones por satélite en España.

El programa SPAINSAT NG (*Next Generation*) es una iniciativa de la empresa española de servicios gubernamentales por satélite Hisdesat, impulsada por el Ministerio de Defensa con financiación del Ministerio de Industria, Comercio y Turismo de España, el apoyo del Centro de Desarrollo de Tecnología Industrial (CDTI) y en colaboración con la Agencia Europea del Espacio (ESA), que nació como respuesta a los requisitos adicionales del paquete de capacidades satélite de OTAN (CPA09130), sobre las necesidades operativas de los Ejércitos y Armada, los cuales generaron nuevas expectativas de negocio en el mercado de comunicaciones por satélite gubernamentales y militares modernas [23].

Este programa comprenderá dos satélites, el SPAINSAT NG I y el SPAINSAT NG II, que se ubicarán en las posiciones 30°O y 29°E y operarán en las bandas X, Ka militar y UHF [23].

El objetivo principal del programa SPAINSAT NG es asegurar el mando y control en operaciones de las Fuerzas Armadas más allá de la línea de visión (LOS) de la Tierra. También busca garantizar la capacidad de comunicación, incluso en movimiento (SOTM) en zonas de operaciones donde no exista infraestructura de redes de comunicaciones o haya sido degradada por catástrofes o conflictos, todo ello con mayor capacidad y seguridad que con la constelación actual de satélites.

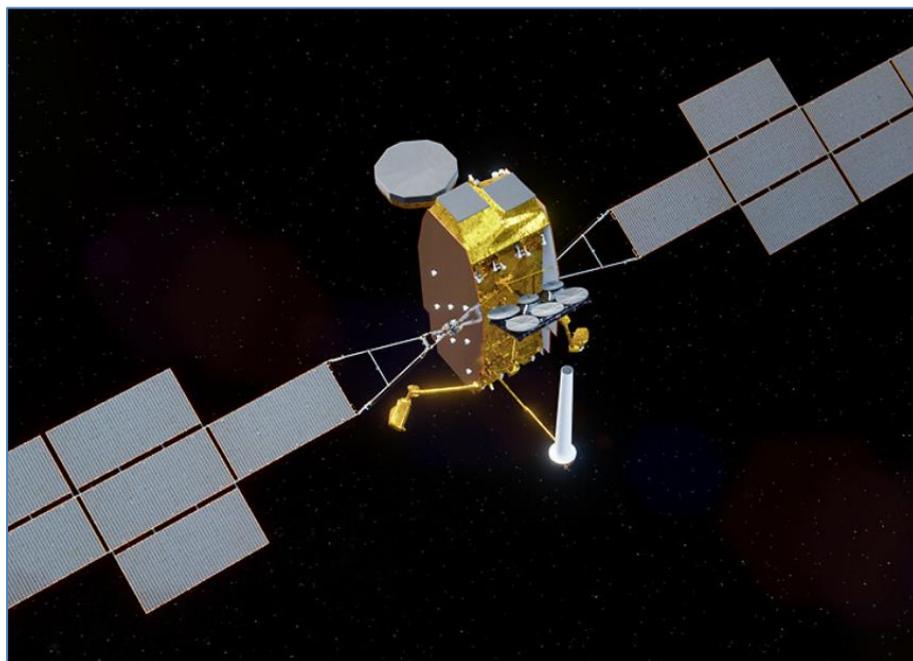


Figura 2-8. Satélite SPAINSAT NG I [24].

Los satélites SPAINSAT NG I y II incorporarán tecnologías avanzadas de protección contra intentos de interferencia (*anti-jamming*) y de suplantación (*anti-spoofing*), y estarán reforzados y protegidos

contra fenómenos nucleares a gran altitud (*High Altitude Nuclear Event*, HANE). Se han diseñado para tener una vida útil operativa de al menos 15 años como mínimo [23].

Más del 40% de los satélites será desarrollado por industria española [23], liderada por un consorcio de cuatro co-contratistas (las filiales francesa y española de las empresas europeas Airbus D&S y Thales Alenia Space), siendo Airbus DS España la contratista principal e integradora de la carga útil de banda X y la empresa Thales Alenia Space España la contratista principal e integradora de las cargas útiles de bandas Ka militar y UHF.

Los satélites se basarán en la plataforma Eurostar Neo de Airbus [24], una de cuyas principales características es la incorporación de tecnología de reorientación electrónica de los haces de una de sus antenas principales, en función de las necesidades o de la evolución del entorno electromagnético.

La carga útil en banda X utilizará una antena activa con capacidad de reconfiguración en órbita, mientras que un procesador digital a bordo interconectará las cargas útiles en banda X y Ka militar para permitir la conexión cruzada entre bandas, que podrá ser reconfigurada de forma rápida mediante un enlace de telecomando de alta velocidad dedicado.



**Figura 2-9.** Vista del módulo de comunicaciones del satélite SPAINSAT NG I [26].

En el desarrollo de nuevas aplicaciones y servicios prestados sobre los nuevos satélites se aplicarán las tecnologías de Inteligencia Artificial, Big Data e Internet de las cosas (IoT) que supondrán un valor añadido para ofrecer las capacidades de los satélites SPAINSAT NG I y II a entidades gubernamentales españolas u otros posibles clientes, especialmente a los Ejércitos y la Armada.

## 3 DESARROLLO DEL TFM

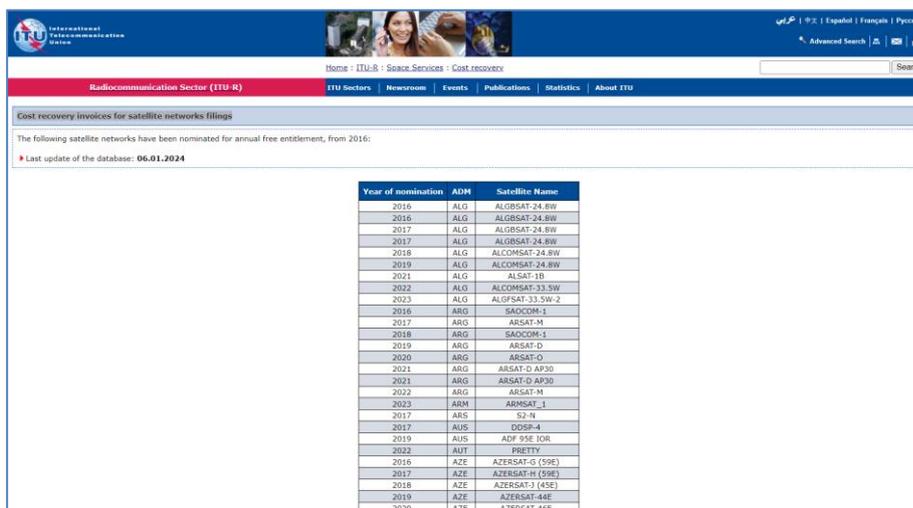
### 3.1 Posiciones orbitales y gestión del espectro

#### 3.1.1 Las posiciones orbitales y gestión del espectro espacial.

Las posiciones orbitales necesitan ser coordinadas internacionalmente según los procedimientos de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), Organismo dependiente de la Organización de las Naciones Unidas (ONU), para permitir que las diferentes redes de comunicaciones por satélite puedan coexistir evitando la interferencia perjudicial entre ellas [27].

En estos procedimientos se reflejan unos mecanismos recogidos por el Reglamento de Radiocomunicaciones, que tiene carácter de Acuerdo Internacional y se encuentra suscrito por España. La principal herramienta de estos procedimientos son las reuniones de coordinación entre las Administraciones de los Estados que quieran hacer uso del recurso órbita/espectro y las de aquellos que ya tienen cierta prioridad por contar con él.

La información necesaria para iniciar estas reuniones de coordinación se publica por la UIT y se distribuye internacionalmente en formato electrónico (CD-ROM) previo pago, o se accede a ella por Internet [28]. La publicación exige que las administraciones previamente remitan, en formatos normalizados, toda la información sobre sus redes satélite, para registrarla en bases de datos y procesarla para comprobación con las normas y reglas del Reglamento de Radiocomunicaciones.



Year of nomination	ADM	Satellite Name
2016	ALG	ALGBSAT-24.8W
2016	ALG	ALGBSAT-24.8W
2017	ALG	ALGBSAT-24.8W
2017	ALG	ALGBSAT-24.8W
2018	ALG	ALCOMSAT-24.8W
2018	ALG	ALCOMSAT-24.8W
2019	ALG	ALCOMSAT-24.8W
2021	ALG	ALSAT-1B
2022	ALG	ALCOMSAT-33.5W
2023	ALG	ALGFSAT-33.5W-2
2018	ARG	SADCOM-1
2017	ARG	ARSAT-N
2018	ARG	SADCOM-1
2019	ARG	ARSAT-D
2020	ARG	ARSAT-O
2021	ARG	ARSAT-D AP30
2021	ARG	ARSAT-O AP30
2022	ARG	ARSAT-N
2023	ARM	ARMOSAT-1
2017	ARS	S2-N
2017	AUS	DOSP-4
2019	AUS	ADP 95E 10R
2022	AUT	PRETTY
2016	AZE	AZERSAT-G (59E)
2017	AZE	AZERSAT-H (59E)
2018	AZE	AZERSAT-I (45E)
2019	AZE	AZERSAT-44E
2020	AZE	AZERSAT-46E

Figura 3-1. Web de reservas registradas en la UIT-R de posiciones orbitales [28].

Si la información es conforme con las anteriores normas se publica bimensualmente en las BR IFIC's (Circular Internacional de Información sobre Frecuencias). Los servicios que presta la UIT en estas actividades únicamente pueden ser desempeñados por esta organización según el Reglamento de Radiocomunicaciones y los Convenios de la UIT [29].

La Administración española mantiene ante la UIT los derechos sobre un determinado número de posiciones orbitales para redes de satélites del MINISDEF, que deben ser renovadas periódicamente.

La Sección NARFA del EMACON, a través de la Subdirección General de Planificación y Gestión del espectro radioeléctrico de la Secretaría de Estado de Telecomunicaciones y para la Sociedad de la Información (SETSI), realiza las gestiones necesarias para mantener ante la UIT los derechos sobre las posiciones orbitales de interés para España, así como la reserva de los derechos de coordinación sobre nuevas posiciones orbitales, incluso algunas para apoyar desde una posición ventajosa futuras negociaciones de coordinación órbita-espectro con otros países u organismos, como la EDA o la OTAN.

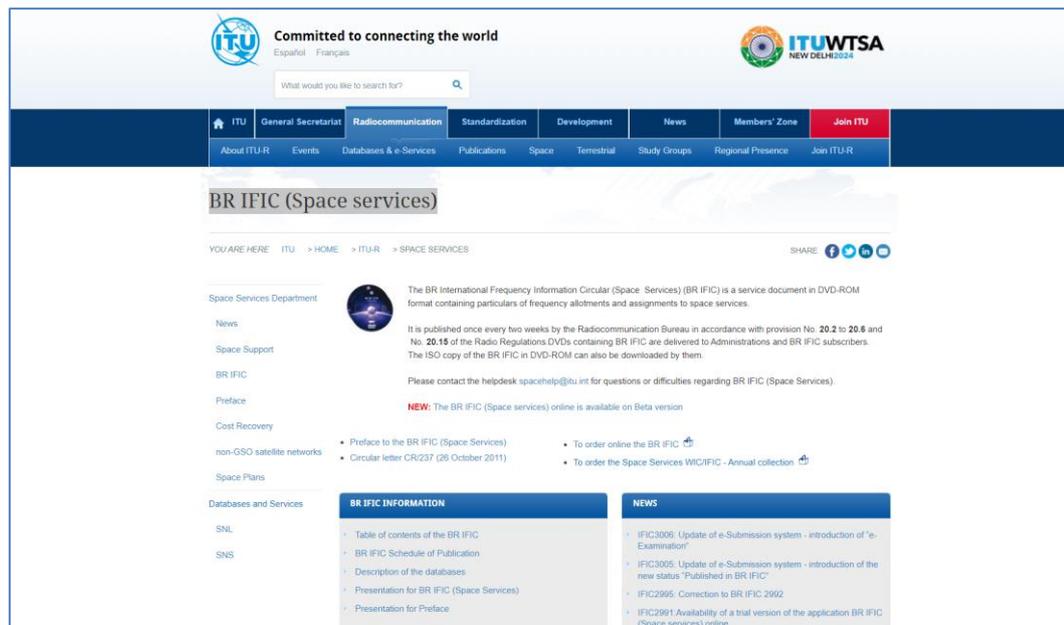


Figura 3-2. Web de Circular Internacional de Información sobre Frecuencias [29].

Cuando el EMACON decide iniciar el proceso de solicitud de una nueva posición orbital, remite una *Advanced Publication Information* (API) para la posición orbital de interés [30], lo que permite dar credibilidad a las negociaciones de la Administración sobre coordinación con las Administraciones de otros países; y también tener mayor flexibilidad para colocar en órbita un futuro satélite.

Estas gestiones se realizan en coordinación con el operador Hisdesat, especialmente para abrir una nueva opción de coordinación en posiciones orbitales que se consideran importantes. Estas posiciones se escogen considerando varias premisas favorables, entre ellas:

- Disponer de un acceso adecuado al TTC (*Telemetry, Tracking and Control*) del satélite desde Territorio Nacional, con baja elevación, pero manteniendo la visibilidad.
- Disponer de opciones reales de asignación por la UIT, al tratarse de una posición orbital que todavía no es excesivamente disputada.
- Proporcionar un activo estratégico para las negociaciones bilaterales en el proceso de coordinación órbita-espectro.
- Permitir extender el área de cobertura hacia una zona del globo terráqueo que se considera importante.

Las posiciones orbitales reservadas por la Administración española ante la UIT podrán ser utilizadas en el futuro para ubicar satélites de comunicaciones que, entre otros, el Ministerio de Defensa utilizaría en Zona de Operaciones mediante el sistema militar de comunicaciones satélite SECOMSAT, para apoyar las Misiones Internacionales de Paz que tiene asignadas.

La lista de reservas realizadas en el periodo 2021 a 2023 para redes por satélite se muestra en el Anexo I.

Para el sistema de comunicaciones militares por satélite SECOMSAT, desde 2016 se ha realizado la reserva de las siguientes posiciones orbitales.

Año 1	País 2	Nombre de la red
2016	E	SECOMSAT-4-41E
2017	E	SECOMSAT-1-66E
2018	E	SECOMSAT-5-29E
2019	E	SECOMSAT-3-78E
2020	E	SECOMSAT-3-59W
2021	E	SECOMSAT-6-47W
2022	E	SECOMSAT-4-30W
2023	E	SECOMSAT-3-66E

**Tabla 3-1 Reservas de España para SECOMSAT (tomada de [31])**

### **3.2 Proyecto de un sistema de comunicaciones por satélite**

El proceso de lanzamiento y puesta en órbita de un satélite de comunicaciones geostacionario es una operación compleja y altamente especializada que involucra múltiples etapas y la colaboración de expertos en ingeniería aeroespacial y telecomunicaciones. En este apartado, se exponen las fases clave que podrían constituir este proceso, desde la fase de diseño y construcción hasta la operación en órbita.

#### *3.2.1 Fase 1: Diseño y Construcción del Satélite*

La primera fase en el proceso de implantación de un sistema de comunicaciones mediante la explotación de uno o varios satélites geostacionarios es el diseño y construcción del propio satélite (segmento espacial) y las estaciones de control y recepción/transmisión en Tierra (segmento terrestre). Esta fase es fundamental y requiere la colaboración de un equipo altamente capacitado de ingenieros, científicos y técnicos, expertos legales y economistas.

##### *3.2.1.1 Diseño del Satélite:*

El proceso comienza con la definición de los requisitos y objetivos de la misión del sistema de comunicaciones por satélite, lo cual incluye determinar la cobertura geográfica más adecuada de entre las posibles, la capacidad de transmisión mínima y la deseada, la vida útil esperada y otros aspectos técnicos y operativos como resistencia y ciberseguridad.

A partir de estos requisitos, se desarrolla un diseño conceptual del satélite que define su estructura, su sistema de energía (paneles solares), su sistema de propulsión, sus antenas, sus elementos de seguridad y su carga útil de comunicaciones.

##### *3.2.1.2 Construcción del Satélite:*

Con el diseño conceptual definido, se procede a la contratación y la construcción del satélite. Se selecciona un contratista principal y los subordinados. Previamente se habrá logrado obtener financiación, habitualmente de origen público en España y expectativas de negocio claras, habitualmente con usuarios gubernamentales y del ámbito de la Defensa y Seguridad, además de países amigos posibles usuarios. Finalmente, los componentes y subsistemas del satélite se fabrican y ensamblan.

Un momento clave de la construcción es la integración de la carga útil de comunicaciones, que consiste en transpondedores y equipos electrónicos que permitirán la transmisión y recepción de señales de comunicación. Durante esta fase, se realizan pruebas exhaustivas en Tierra para garantizar que el satélite esté en condiciones de funcionar en el espacio sin averías durante su vida operativa prevista.

### 3.2.2 Fase 2: Planificación de la Misión

La siguiente fase es la planificación de la misión, cuestión crucial para determinar cuándo y cómo se llevará a cabo el lanzamiento del satélite.

#### 3.2.2.1 Selección de la Ventana de Lanzamiento:

La ventana de lanzamiento es el período de tiempo durante el cual las condiciones orbitales son ideales para colocar el satélite en la órbita geostacionaria deseada. Se selecciona cuidadosamente para garantizar que el satélite alcance su posición orbital objetivo de manera eficiente y precisa. Esto implica considerar la ubicación del centro de lanzamiento, mejor cuanto más baja sea la latitud [32], la disponibilidad del vehículo de lanzamiento con la capacidad de carga en peso y volumen adecuados y la longitud geográfica de la posición de la órbita geostacionaria deseada.

#### 3.2.2.2 Planificación de la Trayectoria de Lanzamiento:

Se calcula la trayectoria exacta que seguirá el vehículo de lanzamiento para colocar al satélite en la órbita de transferencia geostacionaria (*Geostationary Transfer Orbit, GTO*) [33]. Esto implica tener en cuenta correcciones de inclinación orbital necesarias y maniobras de transferencia que llevarán al satélite desde GTO hasta su órbita geostacionaria final.

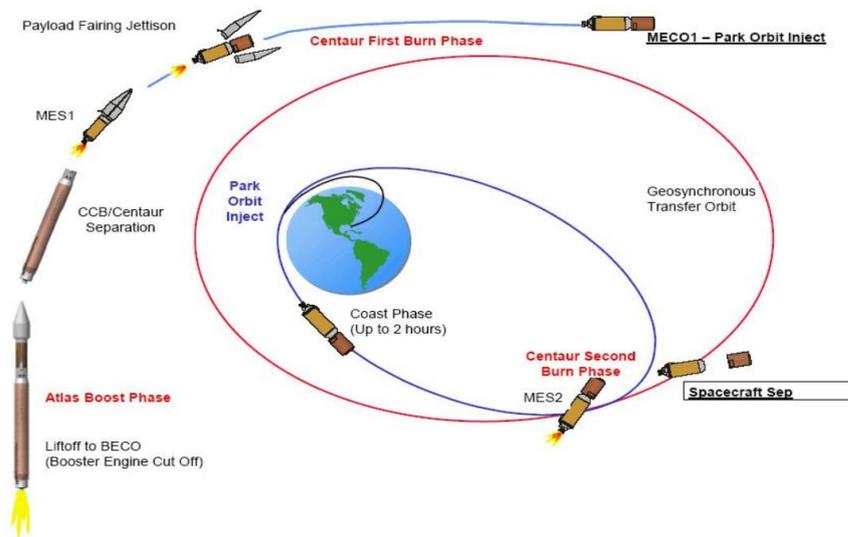


Figura 3-3. Diagrama de una GTO [34].

### 3.2.3 Fase 3: Integración del Satélite en la Carga Útil

Una vez que el satélite está construido y la ventana de lanzamiento está definida, se procede a la integración del satélite en la carga útil del lanzador.

#### 3.2.3.1 Integración del Satélite:

El satélite se coloca en la parte superior del vehículo de lanzamiento y se asegura en su posición. Esto puede requerir adaptadores y estructuras específicas para conectar el satélite al lanzador de manera segura.

#### 3.2.3.2 Pruebas y Verificaciones Finales:

Se llevan a cabo pruebas finales para asegurarse de que el satélite esté en condiciones de funcionar correctamente antes del lanzamiento. Estas pruebas incluyen verificaciones de sistemas, calibraciones y simulaciones de las condiciones que el satélite experimentará en el espacio.

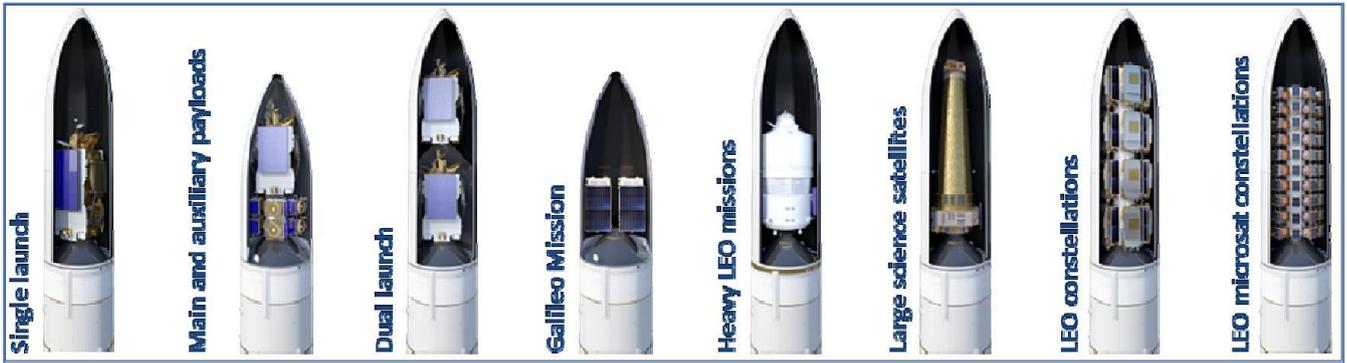


Figura 3-4. Configuraciones de la carga útil del cohete Ariane 6 de la ESA [35].

### 3.2.4 Fase 4: Lanzamiento

La fase de lanzamiento es una de las etapas más emocionantes y críticas del proceso, en la que el satélite se envía al espacio.

#### 3.2.4.1 Encendido del Cohete:

El día del lanzamiento, el vehículo de lanzamiento, un cohete especialmente diseñado para llevar cargas útiles al espacio se enciende. El cohete despega de la plataforma de lanzamiento y comienza su ascenso hacia el espacio.

#### 3.2.4.2 Separación de Etapas:

A medida que el cohete asciende, puede pasar por varias etapas de propulsión. Cada etapa del cohete se separa después de que agota su combustible y se enciende la siguiente. Esto permite que el cohete alcance velocidades y altitudes cada vez mayores.

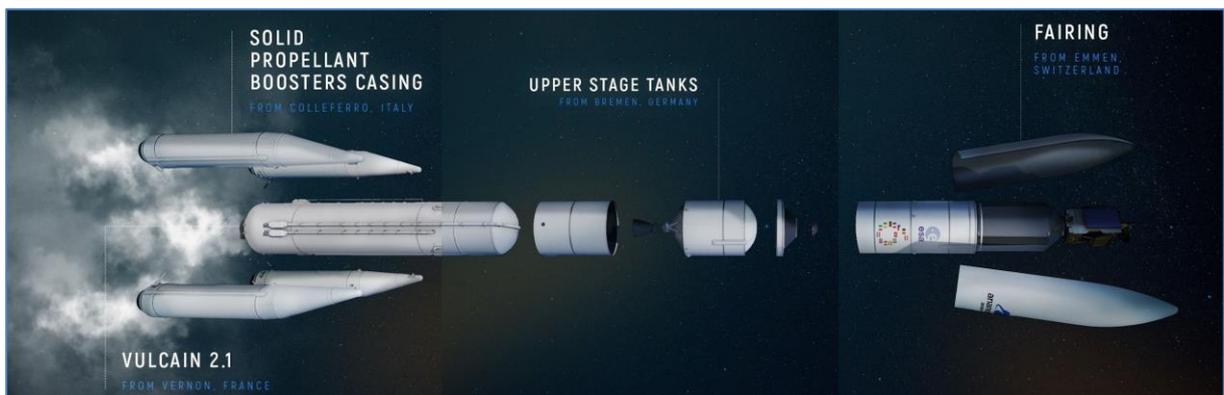


Figura 3-5. Configuración de etapas del cohete Ariane 6 de la ESA [36].

#### 3.2.4.3 Inyección en Órbita de Transferencia Geoestacionaria (GTO):

Después de alcanzar una altitud y velocidad suficientes, el satélite se separa de la etapa final del cohete y entra en una órbita de transferencia geoestacionaria (GTO). Esta órbita tiene una altitud más baja que la órbita geoestacionaria final y requiere correcciones posteriores para alcanzar la posición deseada.

### 3.2.5 Fase 5: Maniobras Orbitales y Entrada en Órbita Geoestacionaria

La fase de maniobras orbitales es crucial para llevar al satélite desde la GTO a su órbita geoestacionaria final.

### 3.2.5.1 Maniobras de Propulsión:

El satélite utiliza su sistema de propulsión a bordo para realizar una serie de quemaduras de motor que aumentan su altitud y ajustan su inclinación orbital. Estas maniobras son críticas para alcanzar la órbita geoestacionaria deseada.

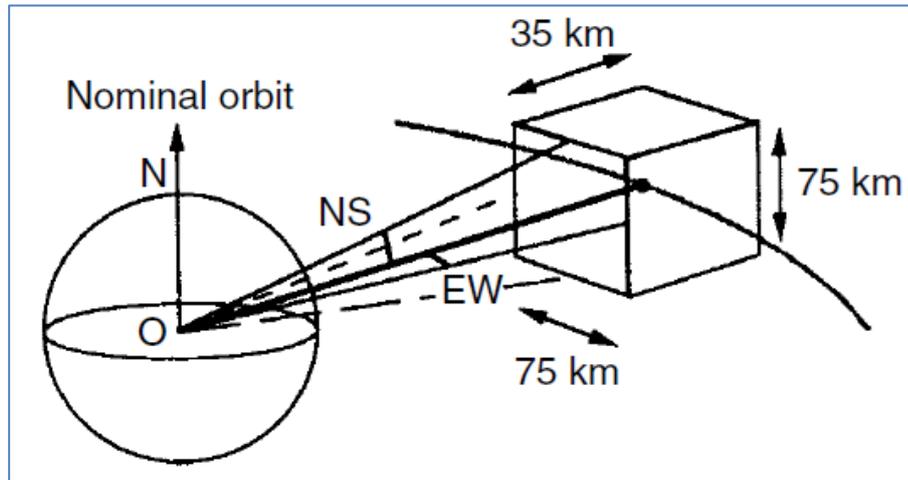


Figura 3-6. Diagrama de la "caja" orbital definitiva en órbita GEO de un satélite [37].

### 3.2.5.2 Entrada en Órbita Geoestacionaria:

Una vez que se completan las maniobras orbitales, el satélite entra en la órbita geoestacionaria final. Esta órbita se encuentra a una altitud de aproximadamente 35,786 kilómetros sobre la superficie de la Tierra y tiene una inclinación cercana a cero grados con respecto al Ecuador terrestre. En esta posición, el satélite parece estar estacionario con respecto a un punto fijo en la Tierra.

### 3.2.6 Fase 6: Pruebas y Puesta en Servicio

Una vez en órbita geoestacionaria, el satélite pasa por una serie de pruebas y comprobaciones para asegurarse de que esté listo para operar.

#### 3.2.6.1 Pruebas Funcionales:

Se realizan pruebas funcionales para verificar que todos los sistemas del satélite estén funcionando correctamente. Esto incluye sistemas de energía, comunicaciones, propulsión y control.

#### 3.2.6.2 Calibración y Alineación:

Se calibran y alinean las antenas y equipos de comunicación para garantizar un rendimiento óptimo.

#### 3.2.6.3 Puesta en Servicio:

Una vez que se confirma que el satélite está funcionando según lo previsto, se pone en servicio y comienza a proporcionar servicios de comunicaciones a los usuarios en la Tierra, como telefonía, televisión, Internet y otros servicios de transmisión de datos.

En resumen, el proceso de lanzamiento y puesta en órbita de un satélite de comunicaciones geoestacionario es una operación altamente especializada y meticulosa que involucra múltiples fases críticas. Desde el diseño y construcción del satélite hasta su lanzamiento y entrada en órbita geoestacionaria, cada etapa requiere una planificación cuidadosa y una ejecución precisa para garantizar el éxito de la misión y la provisión de servicios de comunicaciones esenciales en todo el mundo. Este proceso ejemplifica la impresionante colaboración entre la ingeniería aeroespacial y las telecomunicaciones para conectar a las personas en todo el planeta.

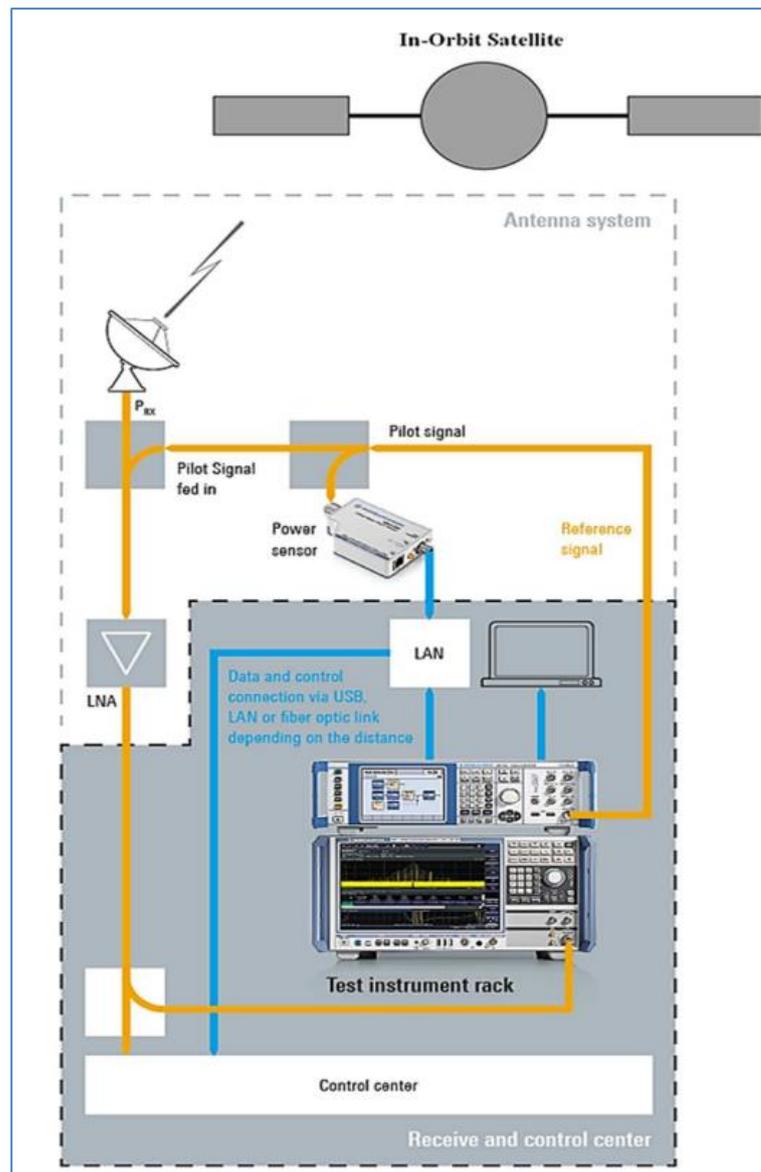


Figura 3-7. Montaje de instrumentación de prueba de PIRE enlace uplink [37].

### 3.3 Geometría del enlace de comunicaciones por satélite en órbita GEO

#### 3.3.1 Órbitas.

El movimiento de satélites artificiales en el espacio sigue las leyes de la gravitación universal y de Kepler, siguiendo este tipo de satélites una trayectoria curva cónica, de un tipo que dependerá de la energía del sistema [39].

Dentro de las órbitas posibles las que son de interés para este trabajo son las órbitas geoestacionarias y las órbitas inclinadas. No se consideran las órbitas de baja altura porque no se pretende describir un sistema de cobertura global mediante una constelación de múltiples satélites.

La órbita geoestacionaria es una órbita circular ecuatorial sin inclinación, en la cual el periodo de revolución de los satélites situados en ella es igual al periodo sideral de rotación de la Tierra alrededor de su propio eje [39].

Por ello los satélites son visibles permanentemente desde las estaciones que enlazan con ellos en la misma posición salvo pequeñas variaciones y no requieren, en teoría, que se efectúe su seguimiento, salvo en periodos denominados de eclipse, cuando se pierde contacto con ellos debido a los equinoccios [40].

Una ventaja de los satélites geostacionarios es que permiten el establecimiento de circuitos radioeléctricos permanentes con un solo satélite.

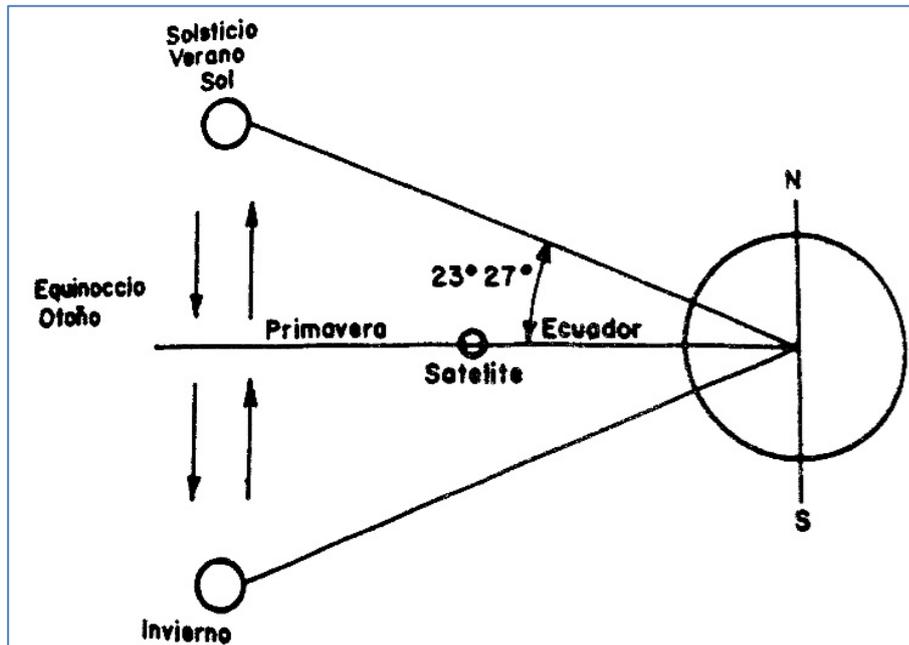


Figura 3-8. Eclipse de un satélite GEO en el equinoccio de otoño [40].

Sin embargo, en la práctica real de las operaciones la órbita geostacionaria tiene cierta excentricidad e inclinación y se registran pequeñas desviaciones o derivas, por lo que es necesario realizar cierto seguimiento desde la estación terrena y efectuar pequeñas correcciones de la órbita del satélite de vez en cuando.

Estas operaciones exigen la activación de motores de propulsión en el satélite con el consiguiente consumo de combustible, que es un recurso limitado en la nave espacial [41].

Cuando el combustible se agota se pierde la posibilidad de realizar correcciones orbitales, por lo que es imprescindible que desde la estación terrena de control se lleve la contabilidad del combustible que queda en cada momento con el fin de que, antes de que se agote totalmente, se utilice la una cantidad remanente del mismo para desplazar el satélite a una órbita de retirada, de modo que acabe cayendo hacia la Tierra y desintegrándose en la atmósfera.

### 3.3.1.1 Órbita GEO.

Una órbita es la trayectoria que sigue un objeto en movimiento bajo la influencia de la gravedad. Una órbita geostacionaria, a menudo abreviada como GEO, es una órbita especial alrededor de la Tierra que tiene propiedades únicas altamente beneficiosas para los satélites de comunicaciones.

En el contexto de la Tierra, una órbita se forma cuando la velocidad del objeto es suficiente para mantenerlo en equilibrio entre la atracción gravitatoria de la Tierra y su tendencia a moverse en línea recta debido a su inercia. Esto resulta en un movimiento continuo alrededor de la Tierra en una forma elíptica o circular, dependiendo de la velocidad y la altitud del objeto.

En el caso de las órbitas geostacionarias, la altitud es crítica. Una órbita geostacionaria se encuentra a una altitud específica de aproximadamente 35.786 kilómetros sobre la superficie de la Tierra. En esta altitud, la velocidad orbital necesaria para mantener la órbita es igual a la velocidad de rotación de la Tierra (en el Ecuador, de 465,11 m/s ó 1674,396 Km/h) [42]. Esto significa que un satélite en una órbita geostacionaria se mueve sobre el plano ecuatorial a la misma velocidad angular que la rotación de la Tierra, lo que da como resultado una posición aparentemente fija en el cielo sobre un punto en la superficie de la Tierra.

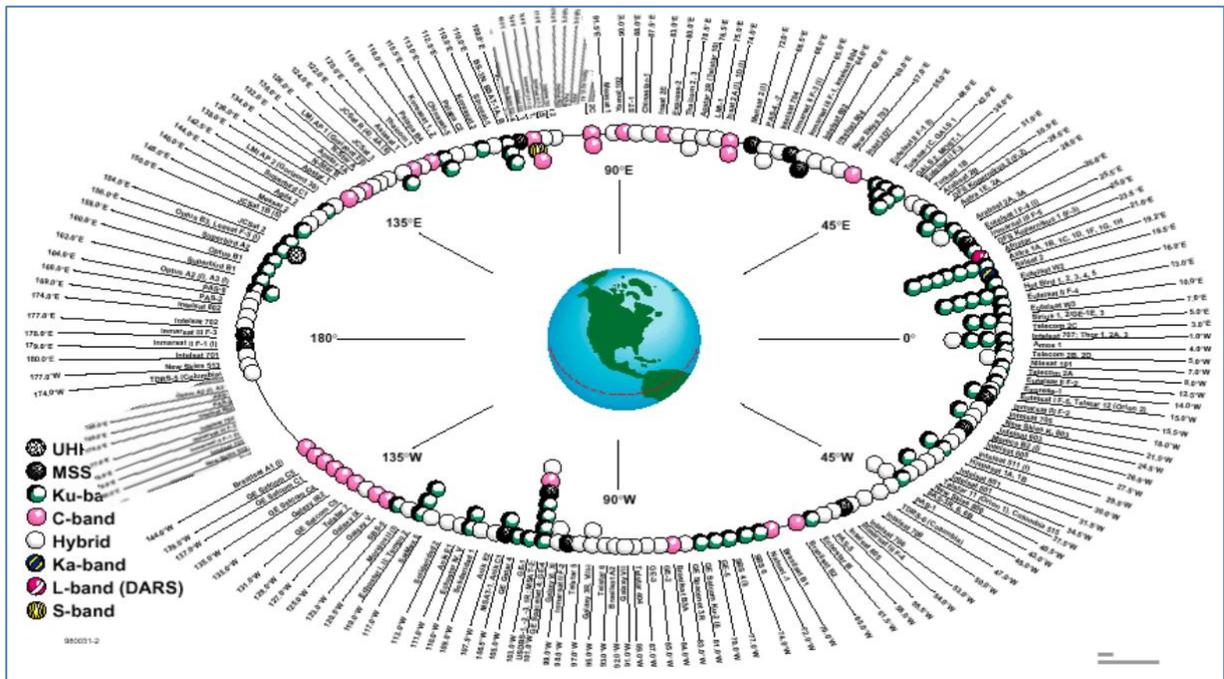


Figura 3-9. Representación de la congestión en la órbita geostacionaria [43].

Esta característica es extremadamente valiosa para los satélites de comunicaciones. Cuando un satélite se encuentra en una órbita geostacionaria, parece estar "estacionario" con respecto a la Tierra, ya que se mueve en sincronía con la rotación de nuestro planeta. Esto significa que un satélite en GEO puede proporcionar cobertura constante a una región geográfica específica sin necesidad de reorientarse constantemente o moverse a través del cielo.

Las órbitas geostacionarias se utilizan ampliamente para satélites de comunicaciones por varias razones clave:

a. Cobertura continua:

La principal ventaja de las órbitas geostacionarias es su capacidad para ofrecer cobertura continua a una región específica de la Tierra. Dado que el satélite permanece en la misma posición relativa con respecto a la superficie de la Tierra, las antenas en la Tierra pueden apuntar de manera constante hacia el satélite sin necesidad de seguimiento continuo. Esto es esencial para servicios de comunicación para los que es crítico disponer de una señal estable, como por ejemplo la televisión por satélite.

b. Latencia:

Las órbitas geostacionarias ofrecen una latencia aproximada de entre 500 ms y 600 ms [44] en las comunicaciones, ya que la señal viaja una distancia relativamente corta entre la Tierra y el satélite.

Esto es importante para aplicaciones en tiempo real, como las transmisiones de noticias, las videoconferencias y las comunicaciones de voz, pero en la actualidad, es posible trabajar incluso con redes IP con esos valores de latencia, pues es el *jitter* o desplazamiento de la señal digital lo que realmente perjudica más las comunicaciones y es posible controlarlo para mantenerlo en valores nominales válidos.

c. Simplicidad en la estación terrestre:

Las estaciones terrestres que se comunican con satélites en órbita geostacionaria son más simples en comparación con las estaciones terrestres utilizadas para otros tipos de órbitas, como las órbitas bajas en la Tierra (LEO). No es necesario un seguimiento constante ni una antena

direccionable para mantener la comunicación con el satélite, lo que reduce la complejidad y los costos de las instalaciones en tierra.

d. Ubicación fija:

La estabilidad en la posición del satélite en una órbita geoestacionaria facilita la planificación y el uso de los servicios de comunicaciones. Las antenas en la Tierra pueden apuntarse de manera permanente hacia el satélite, lo que simplifica la instalación y el mantenimiento de equipos de recepción.

A pesar de estas ventajas, también existen desafíos y limitaciones asociados con las órbitas geoestacionarias. Uno de los principales desafíos es la limitación de la capacidad de espectro orbital en estas órbitas, ya que solo hay un número limitado de posiciones GEO disponibles. Esto ha llevado a la congestión de algunas ubicaciones orbitales GEO, lo que obliga a coordinar entre países y organizaciones el recurso órbita - espectro y puede afectar la calidad de los servicios de comunicaciones.

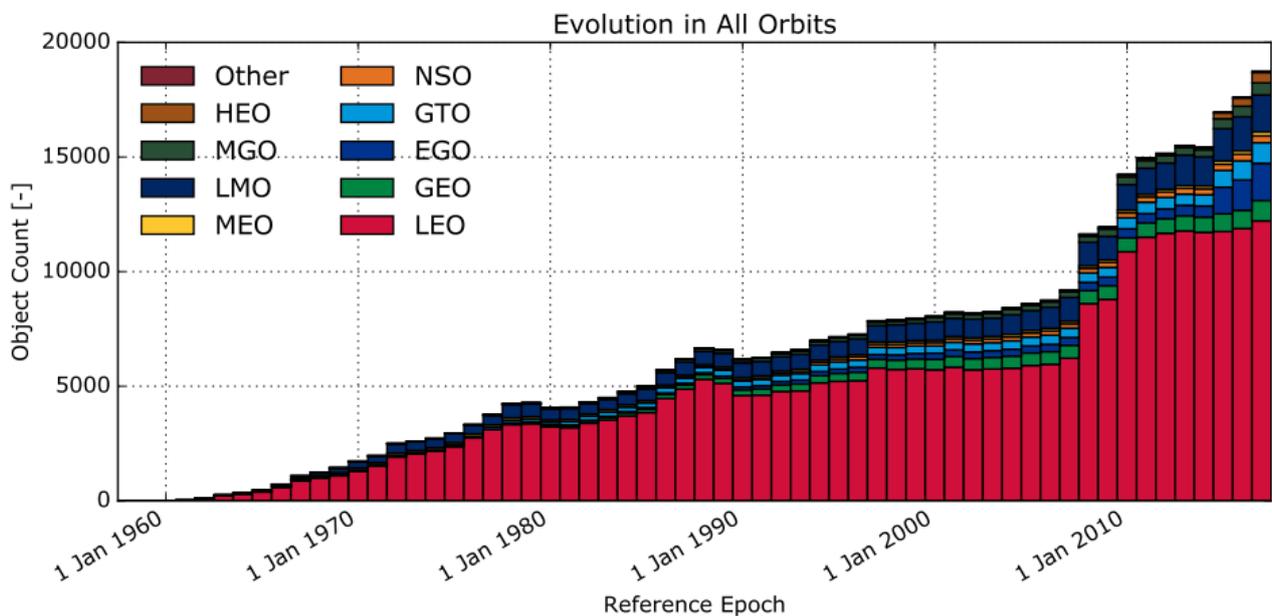


Figura 3-10. Evolución del número de objetos observados en órbitas geocéntricas, por clase de órbita [43].

Además, debido a la altitud de las órbitas geoestacionarias, la señal transmitida desde la Tierra al satélite y viceversa debe viajar una distancia significativa, lo que requiere una potencia de transmisión relativamente alta. Esto puede resultar en costos operativos más altos para las empresas de comunicaciones.

### 3.3.1.2 Órbitas oblicuas.

En contraposición con las órbitas geoestacionarias, en una órbita inclinada el satélite no se encuentra en el plano ecuatorial de la Tierra, sino que está inclinado con respecto a este plano. Las órbitas oblicuas tienen el inconveniente de que el satélite que circula por ellas sale y se pone por el horizonte como cualquier astro. Por ello, el enlace a través de un satélite de órbita oblicua está limitado al intervalo de tiempo en el que existe visibilidad entre el satélite y dos estaciones que se estén comunicando.

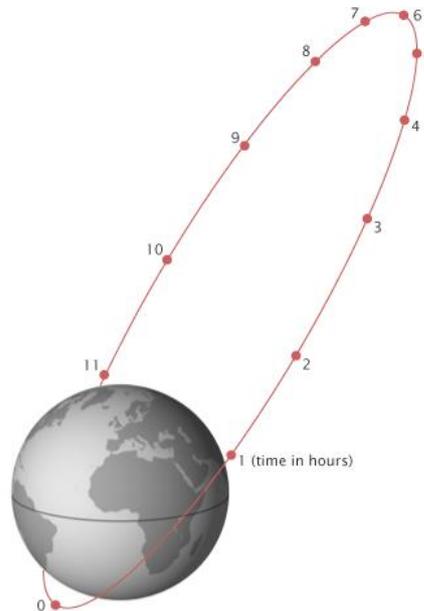
Además, ambas estaciones deben realizar un apuntamiento o seguimiento continuo del satélite, por lo que deben incorporar un sistema de seguimiento más complejo y costoso que el de los satélites de órbita GEO.

Por eso, para tener una cobertura permanente con órbitas oblicuas es necesario utilizar varios satélites para que cuando uno se ponga por el horizonte, aparezca otro por el extremo contrario. Las órbitas oblicuas son de una altitud más baja que la geoestacionaria y ello facilita el abaratamiento de

lanzamiento y menores pérdidas de propagación, pero aumenta el rozamiento con las capas altas de la atmósfera.

Existen varias razones por las cuales se eligen órbitas inclinadas para satélites de comunicaciones:

- a. Cobertura global:  
Las órbitas inclinadas permiten una cobertura global más efectiva. Mientras que las órbitas ecuatoriales son ideales para proporcionar una cobertura constante en el ecuador, las órbitas inclinadas permiten que los satélites se muevan sobre regiones más altas o bajas en latitud, como las regiones polares.  
Esto es especialmente importante para ofrecer servicios de comunicación a países situados en áreas polares o cerca de los polos, donde las órbitas ecuatoriales no son efectivas.
- b. Mayor capacidad de comunicación:  
Las órbitas inclinadas también pueden mejorar la capacidad de comunicación en ciertas regiones. Cuando un satélite en una órbita inclinada pasa sobre una ubicación específica, su ángulo de visión es diferente en comparación con un satélite en una órbita ecuatorial. Esto puede reducir la interferencia y mejorar la calidad de la señal en áreas congestionadas o en regiones donde la topografía del terreno dificulta la comunicación.
- c. Redundancia y continuidad:  
Al utilizar múltiples satélites en órbitas inclinadas, las empresas de comunicaciones pueden establecer sistemas redundantes que garantizan la continuidad de los servicios incluso si un satélite falla o se pierde su control, algo esencial para mantener la fiabilidad de las comunicaciones globales.



**Figura 3-11. Diagrama de una órbita oblicua Molyna [46].**

No todo son ventajas, es importante destacar que las órbitas inclinadas también presentan desafíos técnicos adicionales en comparación con las órbitas ecuatoriales. Los satélites en órbitas inclinadas requieren una mayor cantidad de energía para mantener sus órbitas y pueden experimentar cambios en la exposición solar a lo largo del año, lo que afecta la generación de energía y la temperatura del satélite. Además, la planificación y el seguimiento de las órbitas inclinadas son más complejos debido a su variabilidad en latitud.

Las órbitas inclinadas son una elección estratégica en la colocación de satélites de comunicaciones, ya que permiten una cobertura global, mayor capacidad de comunicación y redundancia. Estas órbitas desempeñan un papel fundamental en la infraestructura de telecomunicaciones moderna al garantizar

que los servicios de comunicación sean accesibles en todo el mundo, incluso en regiones polares y áreas de difícil acceso [47].

Sin embargo, la órbita geoestacionaria hoy tiene más ventajas que inconvenientes y es utilizada de forma amplia en la mayoría de las radiocomunicaciones por satélite.

### *3.3.1.3 Datos cuantitativos de la órbita GEO.*

El radio de la órbita geoestacionaria desde la superficie de la Tierra es de 35.806 Km de media, unos 42172 km desde su centro. Sin embargo, como la Tierra no es esférica del todo, sino que tiene forma de geoide más bien achatado por los polos, la distancia exacta puede variar ligeramente en función de la longitud a la que se sitúe el satélite, además de por la elevación del terreno.

La órbita geoestacionaria es muy alta y la colocación de un satélite allí precisa de lanzadores grandes y de elevado coste. Por ello no se colocan los satélites directamente en esa órbita. En su lugar se suele acceder a la órbita geoestacionaria desde una órbita de transferencia elíptica que tiene unos 35.800 Km de apogeo y unos 300 Km de perigeo, evitando la influencia de las capas altas de la atmósfera. El lanzador debe posicionar al satélite en la órbita geoestacionaria con una velocidad de 3.075 m/s [48].

#### *3.3.1.3.1 Cobertura geométrica*

La cobertura geométrica se refiere a la parte de superficie terrestre visible desde un satélite y en general se corresponde con un casquete esférico delimitado por un cono tangente a la Tierra de unos 17° de apertura, cuyo vértice está en el espacio, en la posición del satélite en la órbita geoestacionaria [48].

La cobertura radioeléctrica es menor que la cobertura geométrica, ya que las estaciones de las antenas terrenas han de tener un pequeño o mínimo ángulo de elevación que puede ser del orden de 5° para salvar obstáculos y evitar la captación de ruido terrestre [48].

#### *3.3.1.3.2 Eclipses de satélite y conjunción con el Sol*

Los satélites geoestacionarios experimentan periódicamente eclipses, durante los cuales no reciben luz solar, por lo que su diseño debe prever una capacidad suficiente de las baterías para cubrir esta circunstancia, en la que no existe flujo de energía solar sobre los paneles solares. Durante los equinoccios se producen eclipses con una duración máxima de 77 minutos. En cambio, durante los solsticios el satélite está permanentemente iluminado. Otra circunstancia interesante en la órbita geoestacionaria es la conjunción del satélite con el Sol. La conjunción se produce durante dos épocas al año, variables según la longitud y la latitud geográficas de la estación terrena. Si se considera una antena de 1° de apertura de haz su duración será de ocho minutos como máximo y solo se produce de día durante la conjunción equinoccial. En esas ocasiones, la temperatura equivalente de ruido de la antena aumenta mucho, llegando hasta una temperatura de 50.000 K con una antena de apertura igual o inferior al diámetro aparente del Sol (aproximadamente medio minuto de arco) [40].

En respuesta a estos desafíos, se han desarrollado sistemas y tecnologías para aprovechar al máximo las órbitas geoestacionarias. Estos incluyen técnicas de multiplexación y compresión de datos para aumentar la eficiencia espectral, así como mejoras en la eficiencia de energía de los satélites para mantener la operación durante los eclipses y en la capacidad de gestión del tráfico de datos.

## **3.4 Elementos principales de un sistema de comunicaciones por satélite GEO.**

### *3.4.1 Segmento espacial.*

Para este trabajo se propone un ejercicio teórico de diseño a alto nivel que proporcionaría capacidad de comunicaciones en banda X, banda Ka militar y banda UHF para misiones gubernamentales. La posición orbital será tal que permita la cobertura global y en el área deseada por el usuario. Si bien se explicarán sucintamente los componentes principales del sistema, este trabajo se centrará en los aspectos relacionados con las comunicaciones por satélite.

### 3.4.1.1.1 Bus del satélite.

La plataforma SSL1300 es una serie de satélites artificiales diseñados y construidos por SSL (Space Systems/Loral) en Palo Alto, California. Esta plataforma se utiliza para una amplia variedad de aplicaciones gubernamentales y comerciales, en particular satélites de comunicaciones geoestacionarios.

La plataforma SSL1300 es conocida por su capacidad para soportar cargas útiles grandes y complejas. La plataforma utiliza tecnologías avanzadas como sistemas de propulsión eléctrica, sistemas de energía de iones de litio y materiales compuestos avanzados para aumentar la capacidad y la vida útil del satélite.

Esta plataforma se ha utilizado en varias misiones con éxito. Por ejemplo, el satélite AsiaSat 8, diseñado y construido por SSL en la plataforma SSL1300, se lanzó con éxito en 2014 y proporciona servicios de video y banda ancha a la región Asia-Pacífico.

El bus 1300 E permite acomodar el campo de antenas y un repetidor para uso de sistemas heredados y la estructura del satélite se basa en el modelo de Lockheed Martin Space Systems Loral 1300 con una estructura de 4,5 m (175 in.). El cuerpo es alargado y rectangular y su tamaño permite albergar el equipo electrónico y soportar de forma externa antenas de comunicaciones en los lados del satélite (denominados caras este y oeste) y así como en el conjunto de la torre sobre la cara del satélite que da a Tierra.

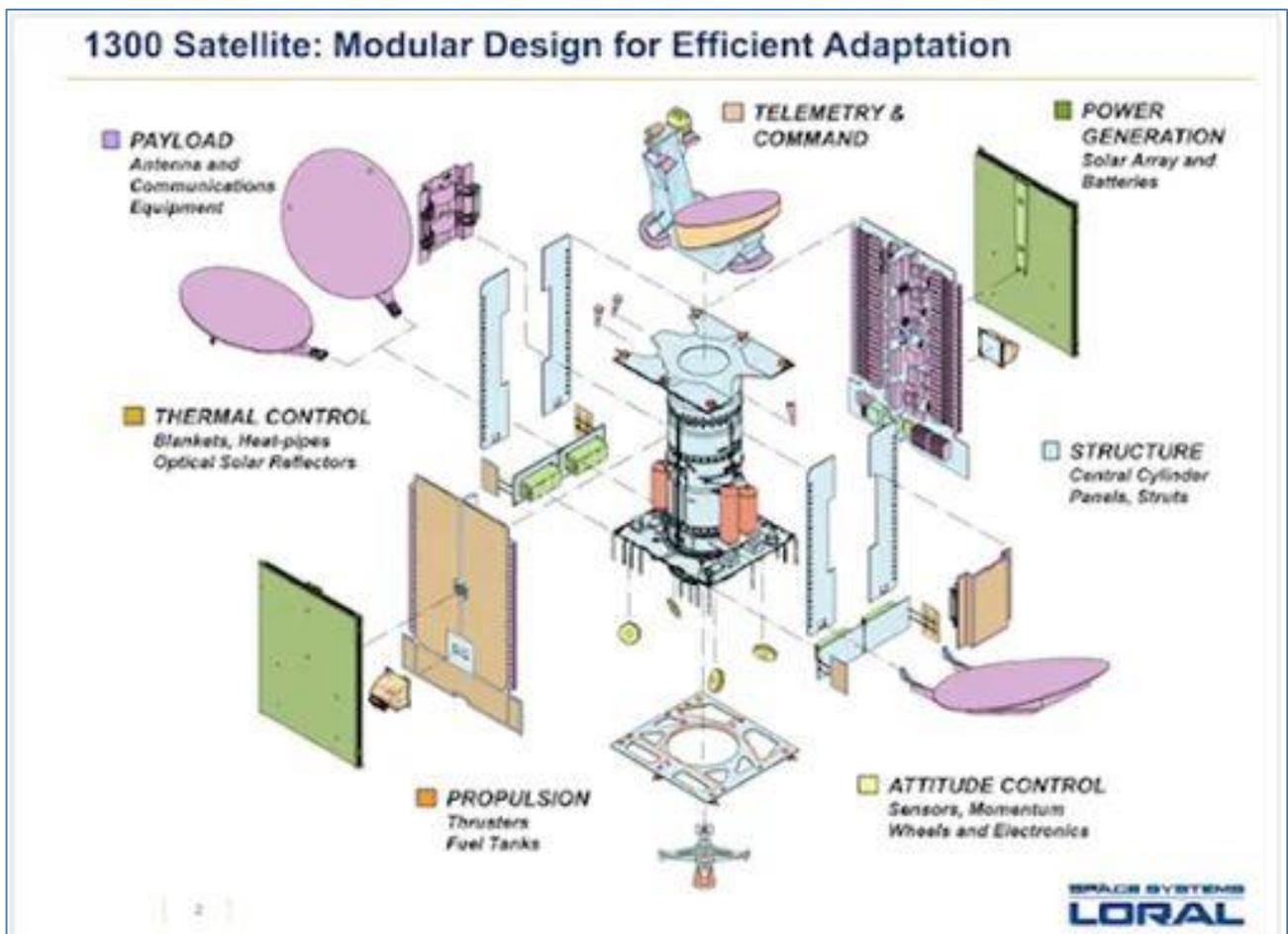


Figura 3-12. Esquema de la plataforma LS-1300 [51].

### 3.4.1.1.2 Subsistema de potencia y baterías de Ión – Litio.

El subsistema de potencia proporciona 100 V de tensión continua producidos por dos conjuntos de paneles solares con desplegados en dos alas con cinco paneles cada una que generan más de 15 kW de potencia utilizando baterías de tecnología de Ion-Litio.

Las células solares empleadas están fabricadas a base de arseniuro de galio (GaAs), de mayor eficiencia que el Silicio (Si) y de degradación más lenta que éste en la radiación presente en el espacio. Las células solares más eficientes actualmente en producción son células fotovoltaicas de unión múltiple. Estos utilizan una combinación de varias capas de arseniuro de galio, fósforo (P) de Indio (In) y Galio (Ga) y Germanio (Ge) para capturar más energía del espectro solar.

Los paneles solares están plegados durante el lanzamiento y se despliegan en órbita.

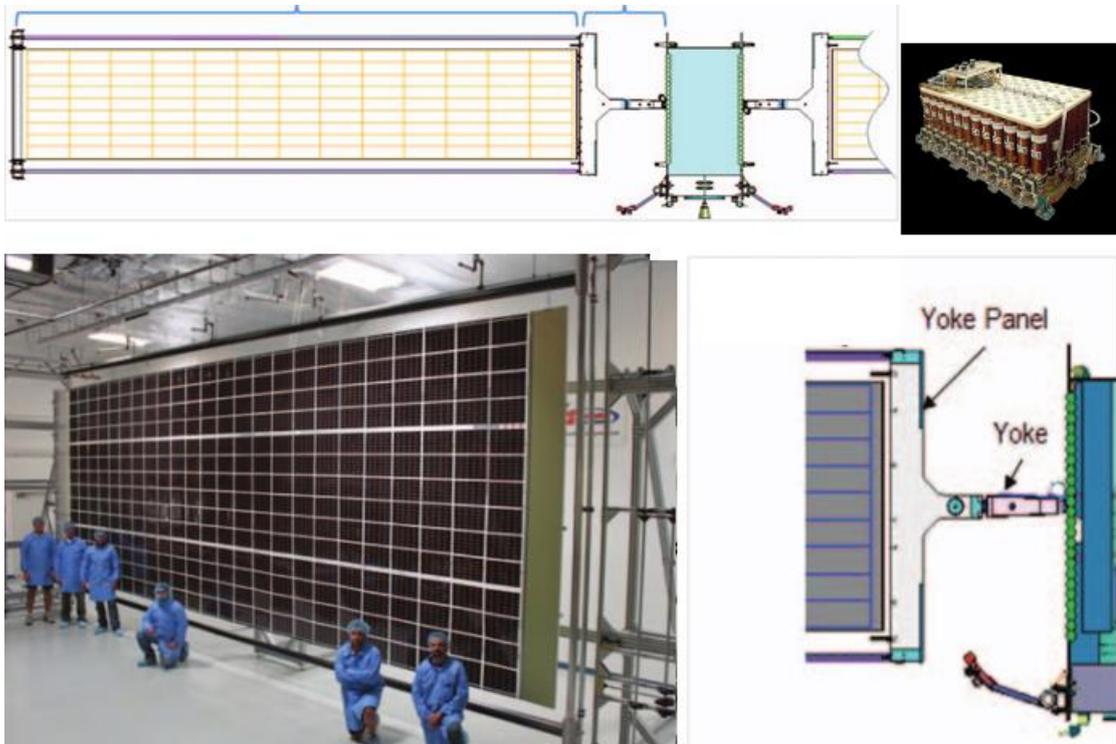


Figura 3-13. Esquema del subsistema de potencia y paneles solares de la plataforma LS-1300 [51] [52].

#### 3.4.1.1.3 Subsistema de control de actitud.

La estabilización en órbita y el apuntamiento preciso de antenas se consiguen utilizando el subsistema de control de actitud en órbita, que mide la actitud con respecto a la Tierra escaneando esta con sensores infrarrojos, procesando la información del error de la posición y controlando la actitud de la nave espacial mediante la operación de giróscopos.

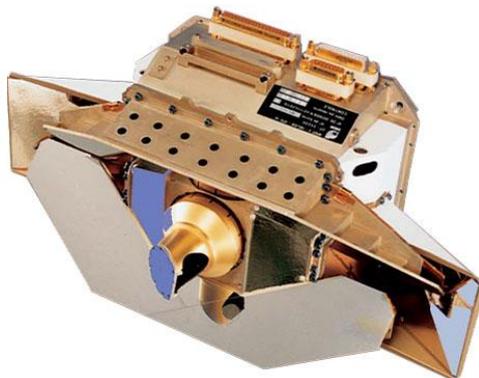


Figura 3-14. Sensor infrarrojo de Tierra (modelo para órbita LEO) [53].

Se emplean sensores de infrarrojos orientados hacia la Tierra junto con varios giróscopos, típicamente cuatro, en una configuración tal que se puede conseguir una gran precisión de estabilidad mientras funciona al menos un giróscopo por cada eje de referencia (X, Y, Z).

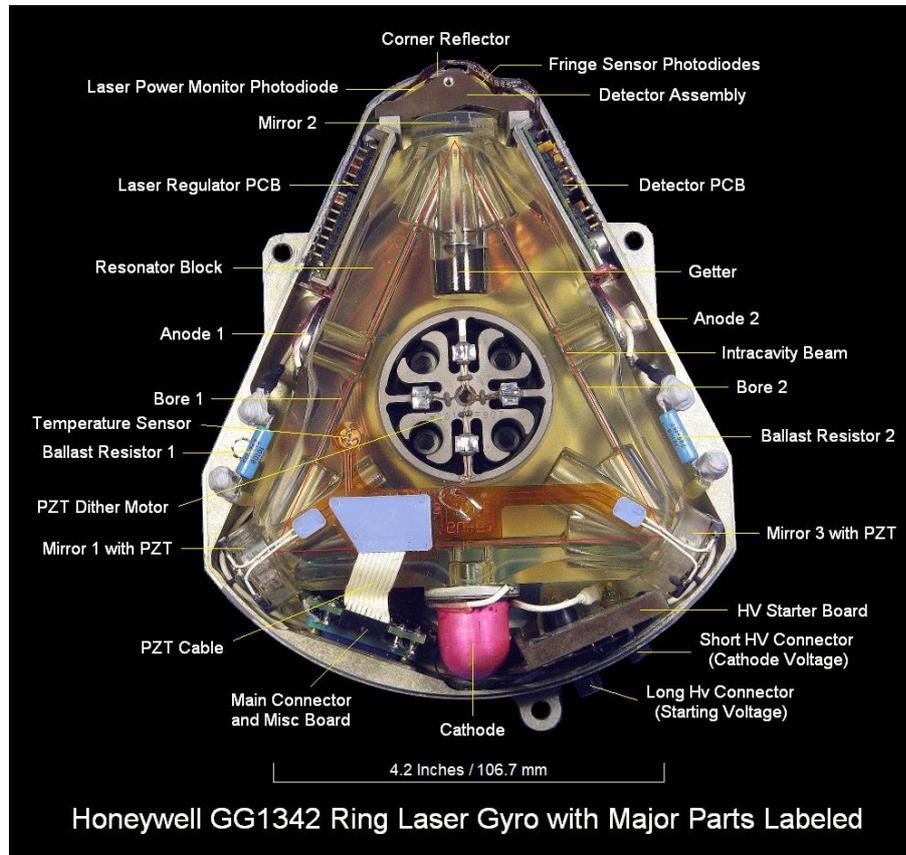


Figura 3-15. Modelo de giróscopo láser de anillo Honeywell [54] [55].

#### 3.4.1.1.4 Subsistema de propulsión.

El sistema de propulsión que se propone está basado en un sistema bi-propelente, mezcla de dos componentes (hidracina y oxidante) que se usa principalmente en satélites medios o pesados y grandes plataformas de naves espaciales.

El subsistema de propulsión debe proporcionar la potencia suficiente para la inyección en el apogeo de la órbita de transferencia y en las maniobras de control de actitud en las órbitas de transferencia y de permanencia en estación, seguido de la desorbitación o transferencia a una órbita de retiro al final de la vida útil.

El sistema de propulsión habitualmente empleado comprende (datos tomados de [56]):

- Depósito de combustible (típicamente del orden de 700 a 1.450 l).
- Depósito de oxidante (típicamente del mismo tamaño que el combustible).
- Motores de control de actitud, de unos 10 N de fuerza cada uno, situados en las posiciones extremas del satélite.
- Motor para posicionamiento en el apogeo de la órbita de transferencia.
- Elementos para el control de la presión, aislamiento del propelente, control del gas, válvulas, control térmico e interfaz físico con el lanzador.

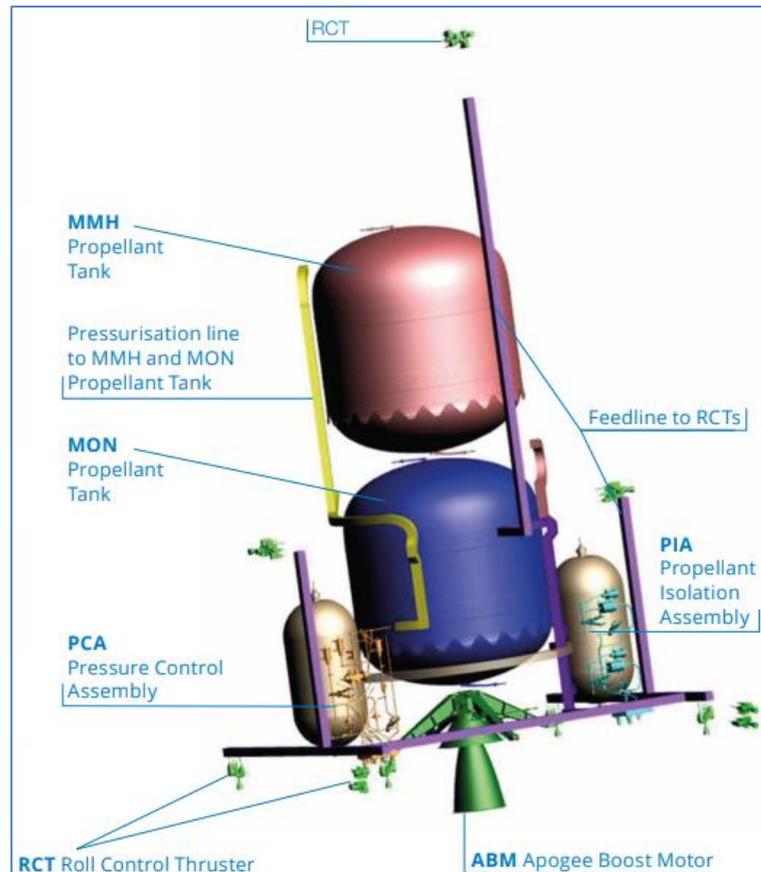


Figura 3-16. Sistema de propulsión orbital a base de bi-propelente [56].

Existen sistemas de propulsión más avanzados que producen impulso mediante la emisión de iones acelerados por un campo eléctrico. Estos sistemas más modernos pueden llegar a proporcionar un impulso de diez a veinte veces mayor que con motores cohete de combustible líquido.

Entre las ventajas de este tipo de sistemas se pueden enumerar las siguientes (datos tomados de [56]):

- Mayor impulso específico ( $> 3000$  s) permitiendo ahorros de masa al lanzamiento del 30 %.
- Altas prestaciones con baja complejidad mecánica.
- Elevada relación potencia / masa.
- Haz del impulso estrecho.
- Estabilidad de operación en un amplio rango de funcionamiento, resultando en mayor fiabilidad y rapidez en la respuesta.
- Amplio rango de potencia adaptable a la energía eléctrica disponible.
- Mayor precisión en el control de la actitud de la nave espacial.
- Posibilidad de funcionamiento sostenido en el tiempo durante meses o años.
- Más seguro en comparación con los sistemas basados en combustible.

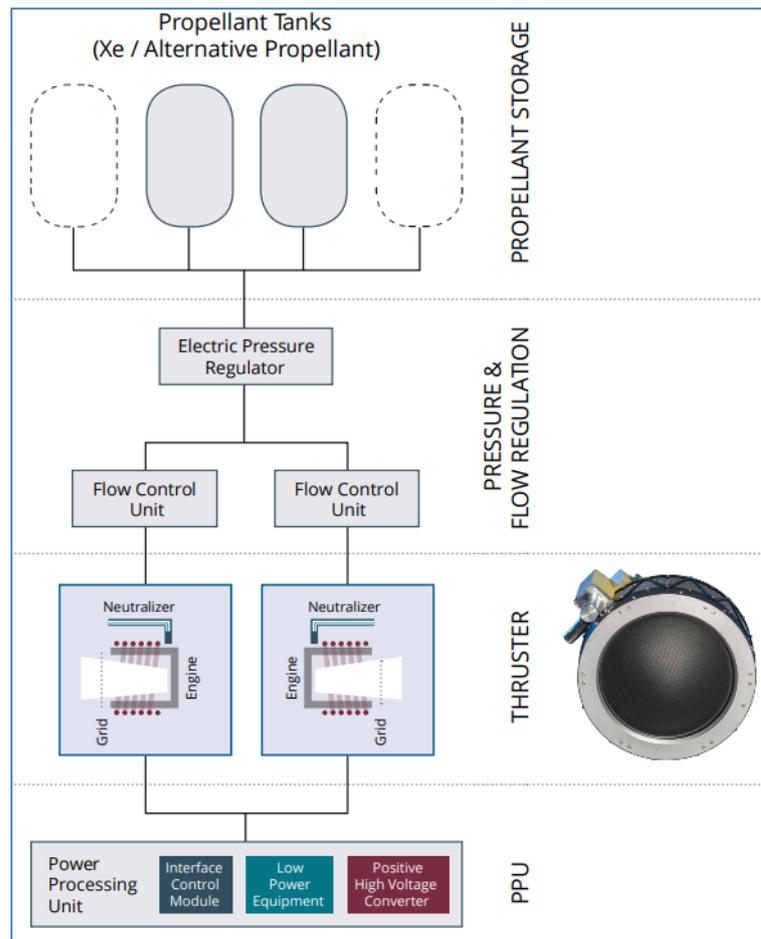


Figura 3-17. Sistema de propulsión orbital por tecnología de iones de radiofrecuencia [57].

### 3.4.1.1.5 Subsistema de control térmico

El subsistema de control térmico es un componente crítico en el diseño y desarrollo de satélites artificiales, cuya función principal es mantener a todo el satélite y a los equipos que lo componen dentro de los rangos de temperaturas de operación de cada uno para la misión del satélite [58].

Se suelen considerar dos tipos de temperaturas de operación:

- Rango de temperatura de operación, relativa a aquella en la cual el sistema puede funcionar.
- Rango de temperatura de supervivencia, que se refiere a los límites máximos y mínimos de resistencia de los componentes del satélite.
- Además de ello, es necesario garantizar que el gradiente o tasa de cambio de la temperatura esté por debajo de los límites de la especificación, para mantener la operatividad y evitar el deterioro de los elementos que componen el satélite.

Con ese fin se utilizan dispositivos de calefacción que proporcionan un acondicionamiento térmico controlado, además de que los componentes también son recubiertos con materiales aislantes para protegerlos del entorno espacial.

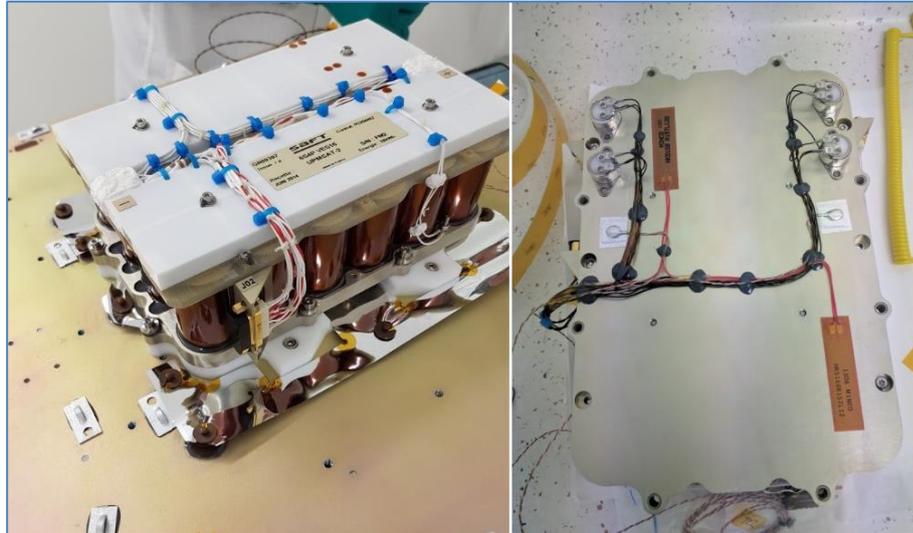


Figura 3-18. Sistema activo de calefacción de baterías del satélite UMP-Sat 2 [58].

#### 3.4.1.1.6 Subsistema de tratamiento de datos de a bordo.

El subsistema de tratamiento de datos de a bordo proporciona telemetría y mandos de control en banda base para los subsistemas del satélite. Se propone una arquitectura de un conmutador redundante, habitualmente empleada, con dos unidades de procesado de datos para el telemando, telemetría, funciones de control de seguridad de la nave espacial y funciones autónomas (como gestión de baterías, control de temperatura). Este subsistema también proporciona el interfaz electrónico para los datos procedentes de los receptores de telecontrol y de las señales de telemetría en banda base que son encaminadas a los transmisores de telemetría en enlace descendente a Tierra.

El sistema de tratamiento de datos cifra los datos mediante un algoritmo estándar de cifrado avanzado (*Advanced Encryption Estándar*) AES-256, descrito por el *National Institute of Standards and Technology* de EE.UU. (NIST) en [59] y que cumple las especificaciones del CCN (apartado 2.1.2 “cifrado en bloque”, página 26 de [60]). Las claves de la autoridad operacional del sistema son cargadas en Tierra por personal autorizado en un momento oportuno del acondicionamiento del satélite previamente a la realización de pruebas finales de funcionamiento en suelo antes del sellado del satélite para su instalación en el lanzador, a fin de tratar de asegurar la seguridad de la información todo lo posible.

#### 3.4.1.1.7 Subsistema de Comunicaciones.

El subsistema de comunicaciones es la carga de pago principal del satélite. En esta propuesta teórica, el satélite incorporará un sistema de comunicaciones en banda X, banda Ka, banda UHF y banda S (para telemetría y telecomando). Las comunicaciones podrán emitirse en polarización a derechas y a izquierdas simultáneamente y los canales podrán ser conmutables de banda X a banda Ka o viceversa, mediante una matriz de conmutación a bordo.

Las señales recibidas de las antenas de banda X se encaminarán, por un circuito redundado y con tomas de prueba para comprobación del funcionamiento, a través de una guía de ondas hacia un amplificador de bajo nivel de ruido (*Low Noise Amplifier*, LNA), alimentado por el bus principal de la plataforma. A continuación del LNA la señal llega a un convertor de frecuencia con un oscilador local, también alimentado por el bus principal para, reducir la frecuencia de la señal de banda X a una frecuencia intermedia.

La señal de frecuencia intermedia puede ser conducida mediante cable coaxial a la matriz de conmutación que permite mover un canal de entrada en banda X o Ka hacia otro canal de esta o distinta banda, para su transmisión por otra antena, después de pasar a continuación por un convertor de

frecuencia intermedia a frecuencia de transmisión, un amplificador de microondas de tipo tubo de ondas progresivas (*Travelling Wave Tube*, TWT) y una antena.

El elemento principal de cada transpondedor es un amplificador lineal de tubo de ondas progresivas de 150 W de potencia máxima en régimen lineal con protección para rechazar onda reflejada en la guía de onda de salida.

La señal de salida es filtrada mediante un filtro paso banda (FPB) para eliminar las señales fuera de la banda del canal de transmisión, armónicos y otras señales espúreas que se pudieran producir.

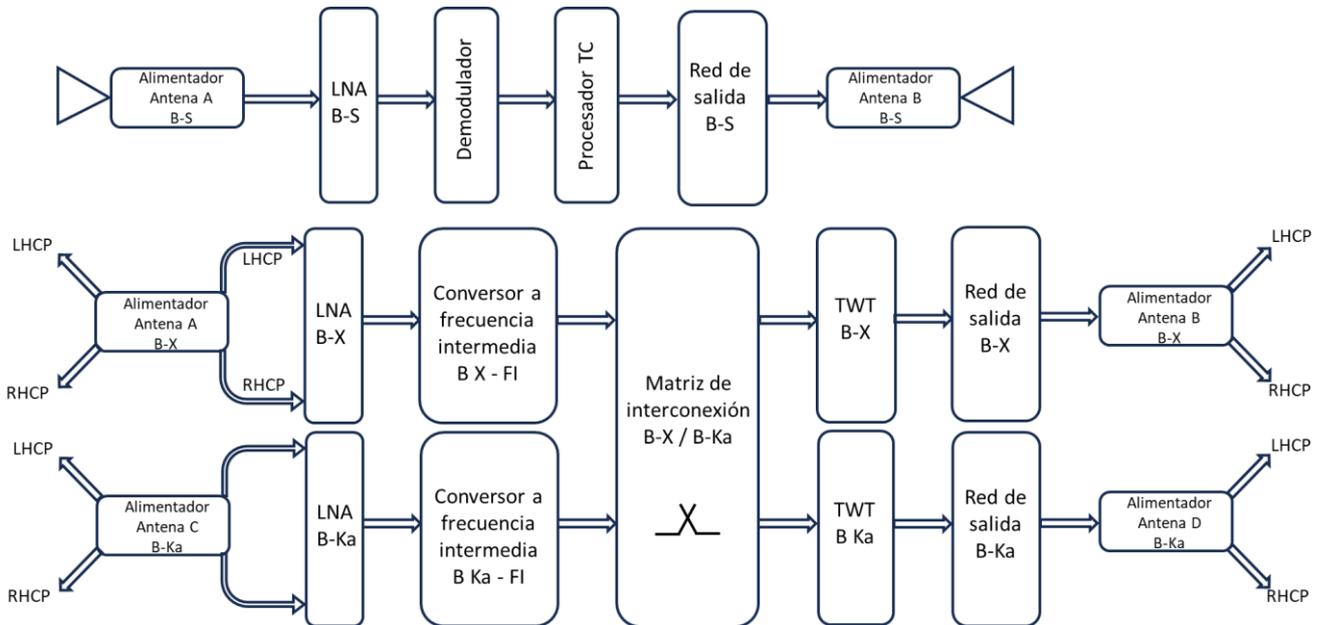


Figura 3-19. Esquema de la cadena de transmisión / recepción propuesto.

a. Amplificador de bajo nivel de ruido LNA:

El LNA consiste en tres secciones, la amplificación de entrada, un diodo PIN atenuador y la amplificación final (por ejemplo, el descrito en [61] para banda X).

La amplificación de entrada consiste en una cadena de típicamente dos o tres amplificadores en cascada, con muy bajo nivel de ruido, para proporcionar ganancia y muy baja figura de ruido. Estos amplificadores están basados en la tecnología *Pseudomorphic High-Electron-Mobility-Transistor* (pHEMT) comúnmente empleada hoy día para fabricar amplificadores de microondas de estado sólido (*Monolithic Microwave Integrated Circuit* ó MMIC) (como por ejemplo se explica en [62]).

b. Conversor de frecuencia de banda X / Banda Ka:

Se emplearán dos tipos distintos de convertidores de frecuencia según la banda de trabajo de la línea. Sirven para convertir la frecuencia del enlace ascendente a la frecuencia del enlace descendente (banda X o banda Ka, según el caso). Para ello cuentan con un oscilador local de cristal de frecuencia intermedia (se suele seleccionar una frecuencia del orden de 700-950 MHz, como se expone en [61]), un amplificador de frecuencia intermedia con un filtro paso banda, un amplificador final y un convertidor de corriente continua para alimentación.

c. Tubo lineal de ondas progresivas, TWT:

El tubo lineal de ondas progresivas TWT consiste en una estructura en una pieza de metal fundido y recubrimiento cerámico interior con imanes permanentes para confinar los electrones en su interior, que consta de tres elementos principales:

- Cañón de electrones.

El cañón de electrones genera el haz de electrones necesario para amplificar la señal de entrada de RF. Como emisor e emplea un emisor termoiónico en el cátodo, que funciona mediante el calentamiento de un filamento que emite electrones que son acelerados por electrodos de alto voltaje que conforman el haz desplazándose hacia el ánodo, que se encuentra a un potencial próximo a la tierra de referencia.

- Circuito de retardo de ondas mediante unas espiras helicoidales.

El circuito de ondas de retardo mediante espiras helicoidales frena la velocidad axial de propagación en el tubo de la señal de entrada que se desea amplificar, para optimizar la interacción con el campo eléctrico de alto voltaje. El haz transmite su energía cinética hacia la señal de radiofrecuencia amplificada, siendo este el mecanismo de amplificación, al quedar modulado el haz de alta potencia por la señal de radiofrecuencia que circula por las espiras, de baja potencia.

- Colector.

El colector es el elemento del TWT que recoge energía del haz de electrones que ha sido modulado por la señal de radiofrecuencia. La energía que no se recoge se disipa en forma de calor en el colector. Se pueden conseguir potencias del orden de centenares de W típicamente en la aplicación del TWT como elemento principal de un transpondedor.

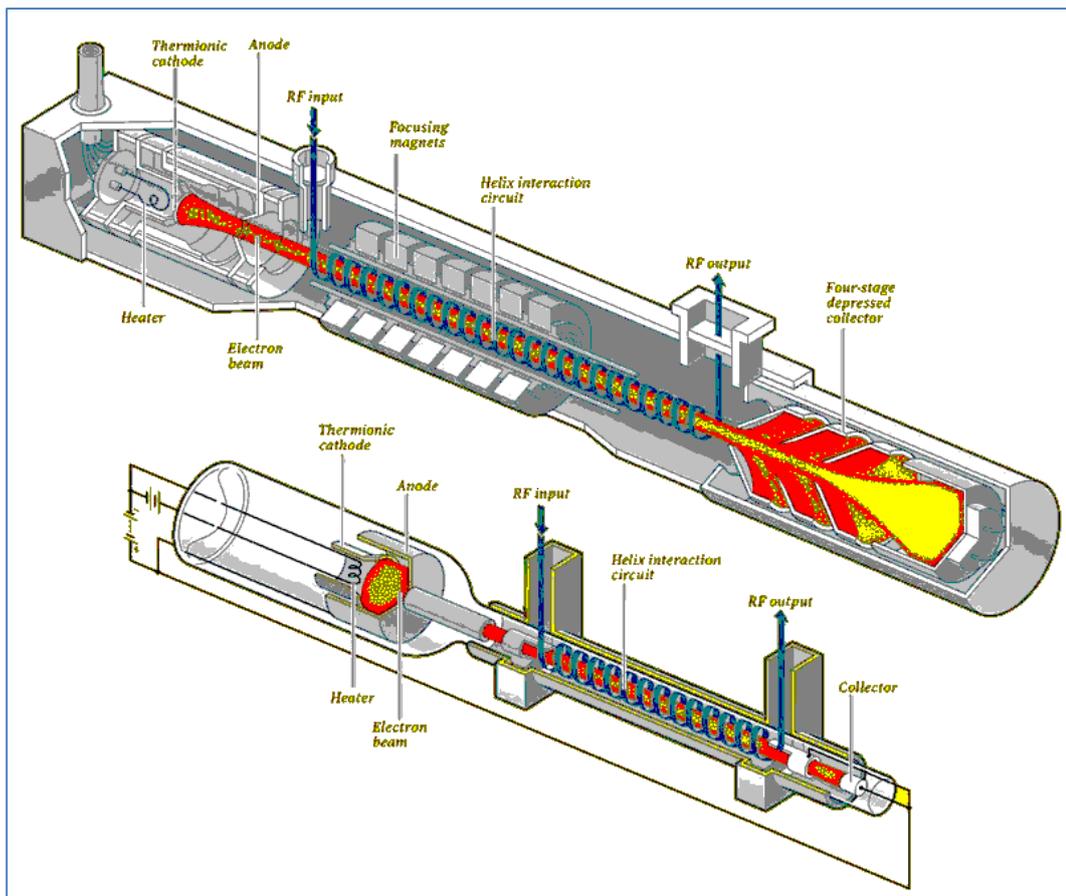


Figura 3-20. Diagrama de un Tubo de Ondas Progresivas (TWT) (tomado de [64]).

#### d. Matriz de conmutación

El satélite incorporará la capacidad de conmutación de canales del enlace ascendente al descendente, tanto dentro de la banda X y la banda Ka como entre ambas bandas, de banda X a banda Ka.

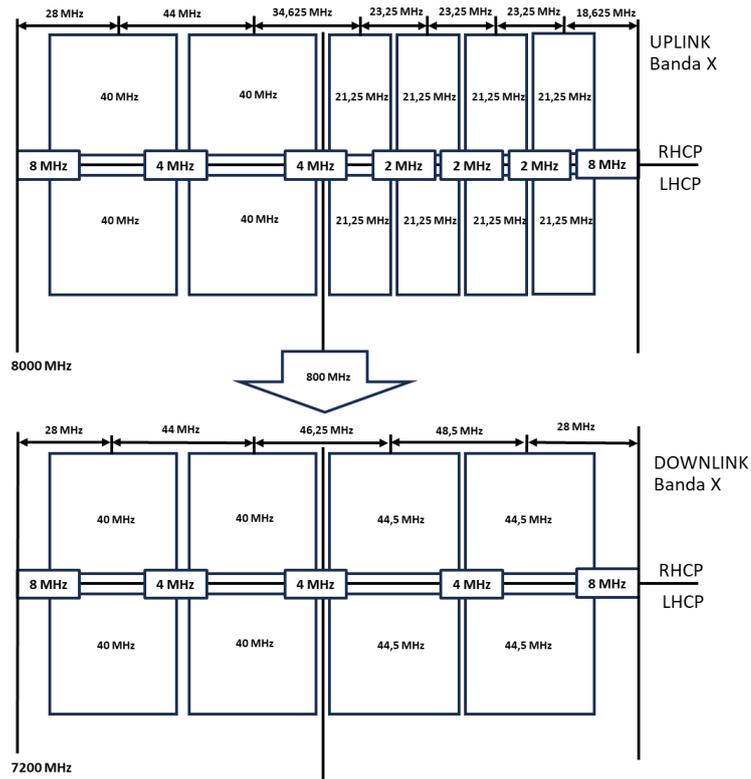


Figura 3-21. Esquema de canalización en Banda X.

Para cada polarización, cada uno de los caminos de señal (que encaminan varios canales de comunicación provenientes de una antena) desde los convertidores de frecuencia se encamina a través de un divisor de potencia que reparte la potencia entre los canales.

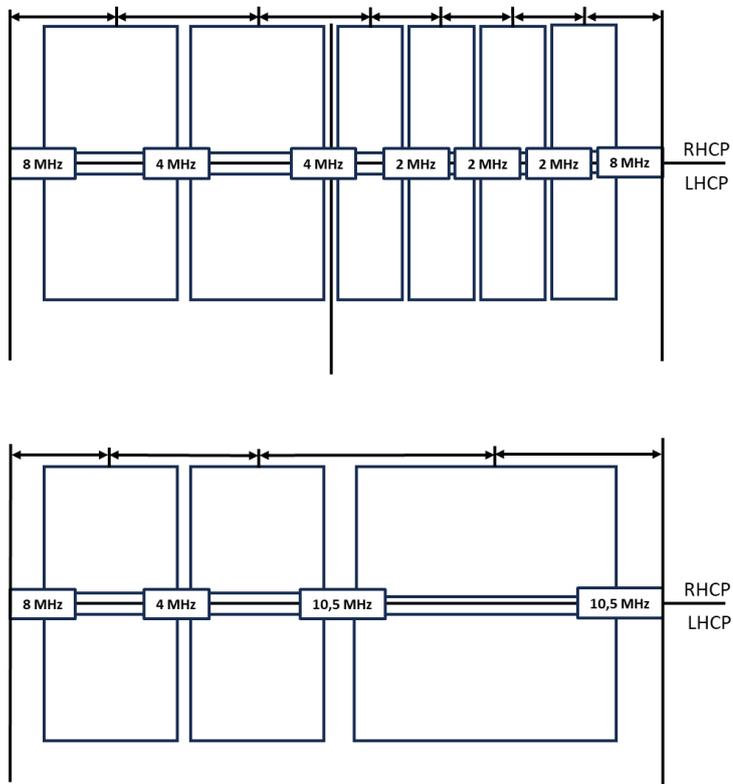


Figura 3-22. Esquema de canalización en Banda X con conexión cruzada a banda Ka.

Según la matriz de conmutación configurada de forma fija a través del telecomando del satélite, cada canal que debe ser conmutado se filtra y se combina con el resto de canales para ser encaminado hacia otro camino de señal hacia el amplificador TWT de salida en la banda correspondiente (X o Ka).

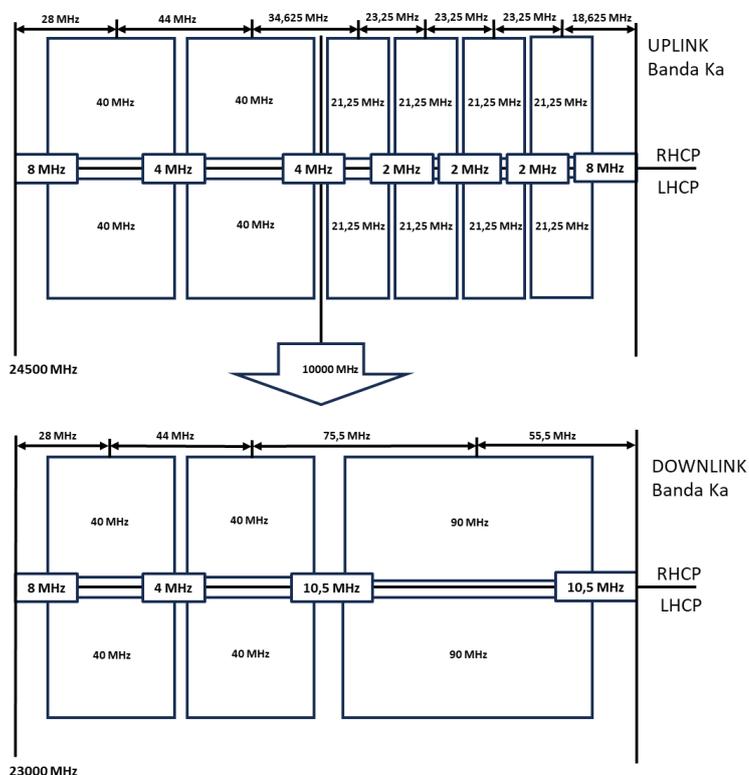


Figura 3-23. Esquema de canalización en Banda Ka.

e. Antenas parabólicas:

El satélite incorporará antenas parabólicas de varias disposiciones para atender a cobertura global, regional e incluso generar un haz directivo que pueda ser dirigido mecánicamente.

Se trata de antenas reflectoras que utilizan un espejo reflector parabólico de material metálico o con recubrimiento metálico para concentrar la radiación poco directiva de un alimentador pequeño en un haz colimado de alta directividad.

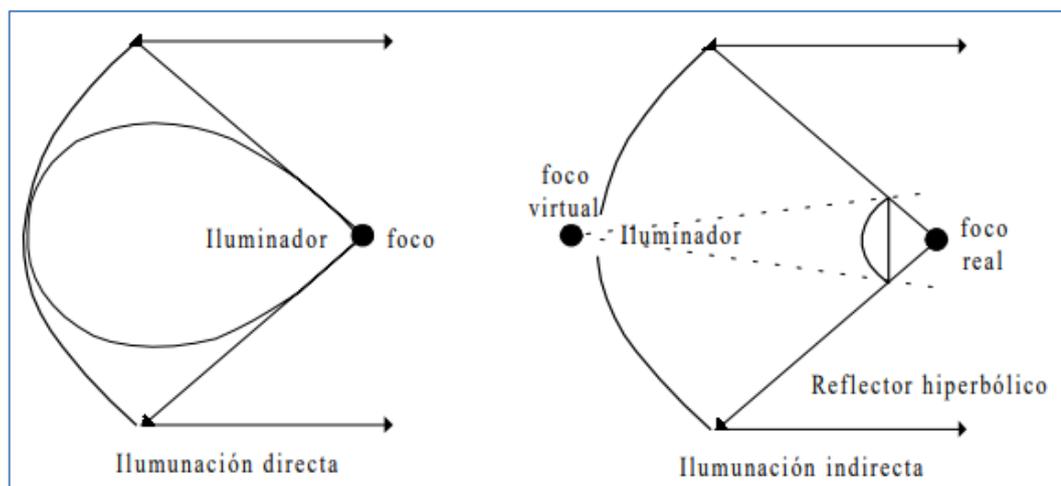


Figura 3-24. Diagrama de antenas parabólicas de iluminación directa e indirecta (tomado de [65], página 7).

La ganancia de este tipo de antena depende de la relación entre la longitud de onda central de la banda de trabajo ( $\lambda$ ), el diámetro o dimensión mayor del casquete parabólico ( $D$ ) y el rendimiento ( $\eta$ ) de la antena (tomado de [65], página 4).

$$G = \eta \cdot 9,87 \cdot \left(\frac{D}{\lambda}\right)^2 \quad (3.1)$$

El ancho del haz en dos ejes perpendiculares es inversamente proporcional al diámetro o dimensión mayor del reflector y depende de la frecuencia (tomado de [65], página 10).

$$\theta = \phi = \sqrt{\frac{4\pi}{9,87 \cdot \left(\frac{D}{\lambda}\right)^2}} \quad (3.2)$$

Cuando se emplea fibra de vidrio u otros materiales no metálicos en la construcción de la antena, para optimizar las características de la antena, debe tenerse en cuenta el sentido de las fibras en el caso de antenas sensibles a una polarización a derechas (RHCP), o a izquierdas (LHCP) en particular.

Las cadenas de alimentación de señal se realizan mediante guías de ondas y bocinas de aluminio con recubrimientos conductores y dispositivos polarizadores circularmente a derechas o a izquierdas.

- Antenas parabólicas de cobertura global:

En el segmento espacial se emplean antenas de tamaño mediano, alrededor de hasta 1 m de diámetro con forma de un casquete parabólico construido con materiales compuestos resistentes a los esfuerzos derivados del estrés térmico, pero ligeros, recubierto de un material buen conductor para mantener las propiedades reflectivas.

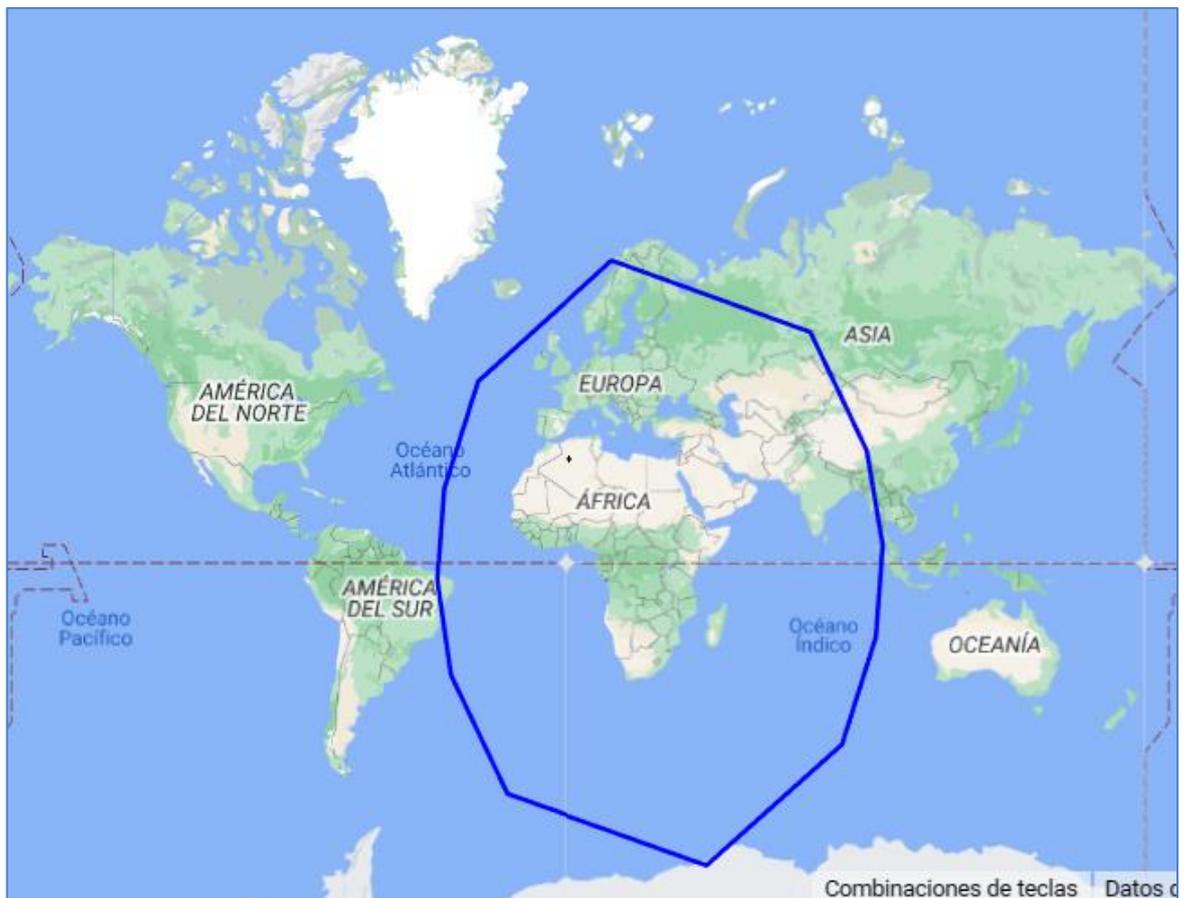


Figura 3-25. Diagrama aproximado de haz global (17°) sobre la posición 29E (calculado con [66]).

- Antenas parabólicas de cobertura regional:

En el segmento espacial se emplean antenas de tamaño mayor, alrededor de 2 m de diámetro con forma de un casquete parabólico reforzado mediante costillas en su parte posterior y construido de materiales compuestos resistentes a los esfuerzos derivados del estrés térmico, pero ligeros, recubierto de un material buen conductor para mantener las propiedades reflectivas.

f. Direccionamiento de antenas parabólicas:

Para el apuntamiento de las antenas parabólicas se empleará un controlador de dos ejes que consiste en dos actuadores rotativos en dos ejes ortogonales unidos solidariamente, permitiendo libertad de giro en cada eje. Estos dispositivos se emplean para desplegar, posicionar y alinear el apuntamiento de la antena para optimizar la cobertura, especialmente en el caso de haces regionales. El dispositivo deberá para ello proporcionar una precisión mejor de  $0,01^\circ$  (una distancia aproximada de 7,3 Km de precisión sobre la Tierra) y una capacidad de apuntamiento del orden de  $\pm 5-8^\circ$  típicamente en azimut y elevación (una oscilación del orden de la mitad del ancho de un haz global), por ejemplo con un motor paso a paso con un mecanismo de engranajes con reductora y potenciómetros o codificadores para recibir realimentación de la posición.

El dispositivo también abatirá las antenas para la preparación al lanzamiento y las desplegará una vez liberado un seguro pirotécnico, en la posición orbital de servicio.



Figura 3-26. Diagrama aproximado de haz regional ( $4^\circ$ ) sobre la posición  $35N, 29E$  (calculado con [66]).

g. Antena *phase array*:

Además de las antenas de comunicaciones con reflector parabólico y bocinas de alimentación con sistemas de apuntamiento mecánico, se propone una antena en array de orientación electrónica del haz (*Electronically Steered Array*, ESA).

Este tipo de antenas difieren de las antenas convencionales en los siguientes dos aspectos:

- Van montadas en una posición fija en el satélite, sin partes móviles.

- Su haz es orientado controlando la fase de las ondas de radio transmitidas y recibidas por cada elemento radiante de la antena.

El elemento principal de este tipo de antena es el controlador de apuntamiento del haz (*Beam Steering Controller*, BSC) que traduce la deflexión deseada del haz, tomando como referencia el eje principal de simetría de la antena perpendicular al plano de la antena, en comandos de fase para los elementos individuales de radiación.

La diferencia incremental de fase ( $\Delta\phi$ ) que debe aplicarse de un elemento de radiación a otro para girar el ángulo del frente de onda del haz el ángulo deseado ( $\theta$ ) es proporcional al seno de éste e inversamente proporcional a la longitud de onda ( $\lambda$ ) y la distancia de separación entre elementos ( $d$ ) (tomado de [67], página 474).

$$\Delta\phi = 2\pi \frac{d \cdot \text{sen}(\theta)}{\lambda} \quad (3.3)$$

Existen dos tipos principales de antenas en array, activo y pasivo.

- Pasivo.

Opera en conjunción con un único transmisor y receptor. Para orientar el haz se sitúa un desfasador controlado por el BSC inmediatamente a continuación del alimentador de antena de cada elemento radiante, típicamente una fila de un conjunto de filas apiladas, a modo de array unidimensional. De ese modo se emite en conjunto un frente de onda con un desfase entre la señal radiada por cada fila, lo que le confiere al frente de onda del haz una inclinación determinada.

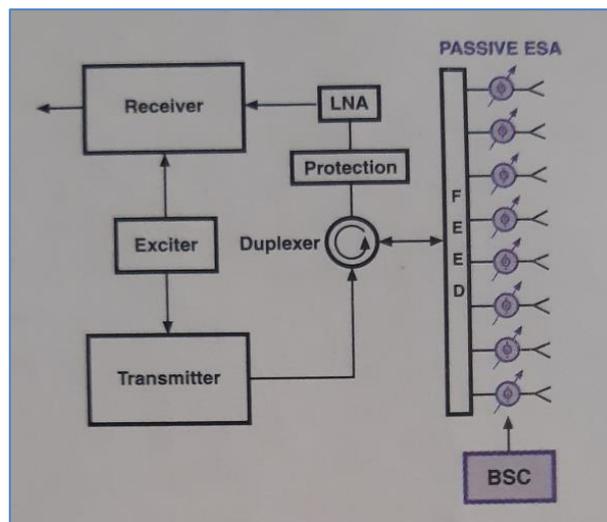


Figura 3-27. Esquema de antena array pasivo (*passive ESA*) (tomado de [67], página 479).

- Activo.

Las antenas ESA activas son más complejas que las antenas pasivas. En ellas se integran de forma distribuida uniformemente según el diseño, tanto los emisores como los receptores, de forma independiente. En lugar de emplear desplazadores de fase, cada módulo transmisor y receptor maneja las características de la señal conforme a las órdenes del BSC.

Cada módulo de transmisión y recepción consta de un amplificador de potencia, un duplexor (circulador de señal que aísla el transmisor y el receptor), un circuito de protección para bloquear la señal del transmisor al receptor y un preamplificador de bajo nivel de ruido para la señal recibida.

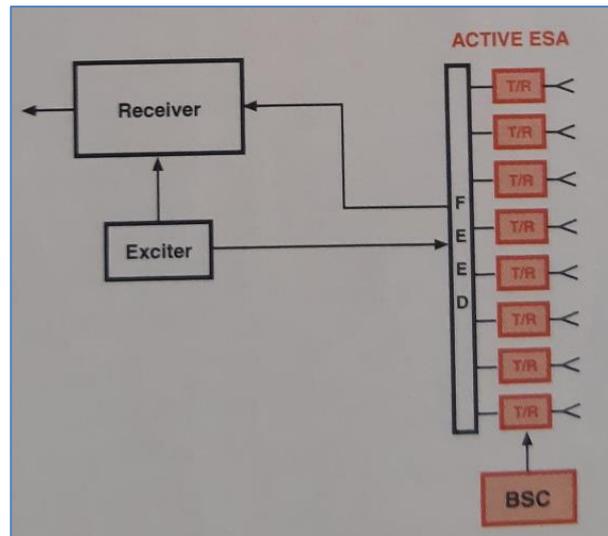


Figura 3-28. Esquema de antena array activo (*active ESA*) (tomado de [67], página 479).

Los arrays de orientación electrónica del haz activos tienen como ventaja que su figura de ruido es inferior a la figura de ruido de los arrays pasivos, además de que se puede controlar la amplitud de la señal en cada módulo de transmisión y facilitar la conformación de un haz más estrecho de ese modo, e incluso pueden tener la posibilidad de conformar varios haces diferentes a un tiempo, en frecuencias diferentes.

Como limitación, pueden aparecer lóbulos no deseados si se pretende orientar el haz un ángulo demasiado amplio. Existe una limitación del ángulo ( $\theta_0$ ) relacionada con la separación entre los elementos de la antena *array* ( $d$ ), que depende de la longitud de onda y del ángulo máximo que se pretenda conseguir (tomado de [67], página 483).

$$d \leq \frac{\lambda}{(1+\text{sen}(\theta_0))} \quad (3.4)$$

Este tipo de antenas es útil por la rapidez de la reconfiguración de sus haces y porque en conjunción con un procesador y un algoritmo de tratamiento adaptativo de la señal es posible modificar el diagrama de radiación, situando nullos de recepción en ciertas posiciones donde se reciba un nivel de señal de perturbación o ruido inaceptable.

#### h. Procesadores de a bordo de comunicaciones

Para el enrutamiento de las comunicaciones en la plataforma satélite se podrían emplear enrutadores CISCO de la familia IRIS, una gama de Cisco para redes satelitales. Se trata de un enrutador espacial con protocolo IP tolerante a la radiación espacial. El primer enrutador espacial de esta familia se lanzó a bordo del Intelsat 14, un satélite de comunicaciones geostacionario (tomado de [68]).

Cisco se asoció en 2.010 con la empresa espacial Astrium para estudiar las aplicaciones de los enrutadores espaciales, proporcionando servicios desde plataformas espaciales, tales como la multidifusión, que permite la entrega de información a un grupo de ordenadores de destino simultáneamente en una única transmisión [69].

Las capacidades de administración de los routers son similares a las disponibles para los productos terrestres de Cisco, gestor de VoIP, IPv6, IP móvil y SNMPv3 MIB (Protocolo Simple de Administración de Red versión 3). También incorpora funciones de seguridad adicionales, incluido el cifrado basado en hardware.

Con estos conmutadores de red espacial se puede ofrecer una red móvil IP y de VoIP independiente de una infraestructura fija predefinida. Se elimina la necesidad del doble salto,

procesando en el satélite, combinado con la función de ancho de banda bajo demanda y la selección de ruta de radiofrecuencia más corta, para optimizar la utilización del transpondedor.

El software del enrutador espacial (Cisco IOS en este caso) se puede actualizar en órbita, lo que aumenta la flexibilidad y facilita la integración con enrutadores terrestres de Cisco para crear una red terrestre y espacial multiservicio convergente.

De este modo se podría extender Internet al espacio, ya que puede intercambiar directamente actualizaciones de enrutamiento con enrutadores terrestres de Cisco, lo que aumenta la flexibilidad de la red satelital.



**Figura 3-29. Router espacial CISCO IRIS (tomado de [70]).**

i. Subsistema de comunicaciones tácticas UHF por satélite.

Las comunicaciones por satélite UHF aparecieron por primera vez en la década de 1960 para conseguir una red radio resistente e insensible al clima. En el ámbito militar permite emplear equipos de radio UHF de uso común en ese ámbito y precisa poco o ningún entrenamiento avanzado para su empleo.

EL factor de forma de los dispositivos de comunicaciones necesarios en el terminal de usuario va desde una radio de mano hasta grandes terminales de infraestructura fija.



**Figura 3-30. Terminal de usuario táctico con capacidad UHF SATCOM (tomado de [71]).**

Las comunicaciones UHF TACSAT son interoperables dentro de las naciones de la OTAN y tienen compatibilidad hacia atrás con sistemas más antiguos y tecnologías heredadas, proporcionando una gran capacidad para llevar a cabo operaciones tácticas a nivel estratégico.

Existen diferentes modos de UHF SatCom, como DAMA (acceso múltiple asignado por demanda) dedicado, DAMA IW y STC (capacidad SatCom TDMA), lo que posibilita transmitir distinto número de enlaces de voz y datos en un canal dependiendo del modo implementado.

Existen dos formas de onda principales de UHF SatCom:

- DAMA: *Demand assigned Multiple Access.*

El acceso múltiple asignado a la demanda (DAMA) es una tecnología que se utiliza para asignar un canal a clientes que no necesitan usarlo constantemente. Los sistemas DAMA asignan canales de comunicación en función de las peticiones emitidas desde los terminales de usuario a un sistema de gestión de la red. Cuando el circuito ya no está en uso, los canales quedan nuevamente disponibles para reasignarlos a otros usuarios.

Los canales suelen ser dos de frecuencias portadoras (una para transmisión y otra para recepción), u otros recursos de ancho de banda fijo, como intervalos de tiempo TDMA o incluso canales físicos de línea compartida. Una vez que se asigna un canal a un par de nodos determinado, no está disponible para otros usuarios de la red hasta que finaliza su sesión.

Permite la utilización de un canal (frecuencia de radio o banda base, intervalo de tiempo, etc.) por muchos usuarios de forma secuencial en diferentes momentos.

Esta tecnología es principalmente útil con redes de usuarios que entran y salen de la red, con poco nivel de ocupación, a diferencia de PAMA (Acceso múltiple asignado permanentemente).

Con DAMA, el número de nodos separados que pueden utilizar un conjunto limitado de circuitos se puede aumentar considerablemente a costa de no poder proporcionar acceso simultáneo a todos los pares posibles de nodos.

- IW: Integrated Waveform. Los estándares principales son (tomado de [72]):
  - MIL-STD-188-181C para la capa física. Estándar de interoperabilidad para canales de comunicaciones satelitales UHF de 5 kHz y 25 kHz (SCPC).
  - MIL-STD-188-183B para terminales TDMA Fase I. Estándar de interoperabilidad para canales de comunicaciones satelitales UHF de acceso múltiple de 5 kHz y 25 kHz (MCPC).
  - MIL-STD-188-182B para terminales TDMA Fase II. Interoperability Standard for UHF SATCOM DAMA Orderwire Messages and Protocols
  - MIL-STD-188-185A para controlador de canal TDMA IW Fase I y II. Interoperability Standard for UHF MILSATCOM DAMA Control System.

Tanto DAMA como IW pueden emplearse con un alto nivel de comunalidad de infraestructura, especialmente con canales con un ancho de banda de 25 KHz.

IW permite una mayor densidad del servicio y velocidades más altas, pudiendo incorporar un codificador de voz MELP (*Mixed-excitation linear prediction*) del Departamenteo de Defensa de los Estados Unidos (US DoD) para mejorar la calidad y el reconocimiento del hablante.

### 3.4.2 Segmento terreno.

El Segmento Terreno es el dominio del operador de la estación terrena o del proveedor de servicios de la red, además del usuario. Tiene una gran complejidad porque tiene que atender al cumplimiento de un gran número de requisitos satisfactoriamente. Por supuesto, en el diseño también se tienen en consideración los satélites disponibles en el segmento espacial de la red e incluso las posibilidades de desarrollos de nuevos satélites en el futuro.

Una posible arquitectura consistiría en muchos terminales de usuario, terminales de apertura muy pequeña (*Very Small Aperture Terminal*, VSAT) y una única estación terrena concentradora o HUB (o varias, para respaldo) que enlaza la red al completo con una topología de estrella. Esta arquitectura podría ser utilizada para distribuir contenido digital como multimedia, servicios de comunicaciones de voz, páginas web y otras formas innovadoras de contenido de Internet.

La alternativa a la red VSAT en estrella explicada brevemente en el párrafo anterior consistiría en emplear una arquitectura de red mallada (*mesh*) que permita la comunicación directa entre estaciones terrestres remotas sin pasar por el concentrador o *hub*.

En función del diseño del segmento espacial y el interfaz aéreo, se podrían emplear distintos tipos de terminales de usuario, tales como radiotelefonos UHF, teléfonos móviles por satélite, computadoras portátiles, módems de banda ancha para ordenadores, receptores de televisión y terminales de comunicaciones por satélite VSAT.

Los equipos para el segmento terreno pueden ser suministrados por una gran variedad de fabricantes e integradores, incluyendo especialistas en comunicaciones por satélite y, en algunos casos, firmas conocidas de electrónica de consumo en el mercado global. Por ello, la selección de los productos más adecuados puede ser un gran reto porque se trata de una decisión estratégica que no se puede revertir fácilmente una vez que se ha establecido la red, especialmente si el número de usuarios dispersos que accede a la red es elevado.

#### *3.4.2.1.1 Aspectos generales del Segmento Terreno:*

En primer lugar, es preciso entender el mercado y lo que los usuarios y clientes desean obtener. Puede tratarse de ofrecer un paquete de servicios que resuelva los problemas de comunicaciones de los usuarios o distribuir contenidos a una audiencia. En el caso de las comunicaciones militares se trata de una combinación de las dos perspectivas, lo que hace más complicado conseguir cumplir los requisitos.

Por una parte, es necesario conseguir una plataforma técnica con solidez suficiente para extender los servicios de redes y sistemas de información a usuarios dispersos de una forma directa, sencilla y lo más económica posible. Por otra parte, es necesario que el usuario apruebe operativamente el modo y los medios físicos para acceder a los servicios.

Otro aspecto importante es el de mantener una cadena de suministro segura y fiable para introducir los equipos de usuario y los servicios necesarios a través de canales eficaces y rápidos. Igualmente es importante implantar, operar y mantener sistemas administrativos, incluyendo el sostenimiento, la canalización de peticiones del usuario (especialmente las urgentes en el ámbito de Defensa y Seguridad), además de los imprescindibles cálculos de contabilidad y facturación del servicio, incluso en redes gubernamentales, que son realmente operadas por empresas al final.

El mercado internacional, en ocasiones en el ámbito de las licitaciones propias de organizaciones internacionales como la OTAN, hace necesario tener en cuenta regulaciones, modelos de negocio y posibles barreras de entrada culturales, técnicas, financieras o políticas.

Aunque actualmente parece que la tecnología más popular en el entorno de las redes de comunicaciones por satélite son los terminales de usuario compactos de cobertura global, tanto en instalaciones fijas como móviles, esta tecnología es muy cambiante en función de las necesidades de los negocios en el ámbito civil y de la evolución de los conflictos como Ucrania, Siria o Gaza en el ámbito de Defensa, lo que obliga a adaptar continuamente el hardware y el software, especialmente en este último entorno.

Independientemente del uso de la red de comunicaciones por satélite, una clave del éxito siempre es establecer unos requisitos adecuados al inicio del proceso de diseño, actualizar esos requisitos a medida que se aprende en el proceso y emplear una metodología de ingeniería de sistemas en la implementación, que incluya un mecanismo ágil de adaptación o modificación de los requisitos de los usuarios y del mercado.

#### *3.4.2.1.2 Arquitectura propuesta del segmento terreno.*

A continuación, se presenta una propuesta de arquitectura de segmento terreno para una red de satélites de comunicaciones.

a. Terminal de la Estación Terrena:

Un transmisor y receptor o transceptor en la estación terrena para transmitir y recibir información, incluyendo hardware relacionado, como las antenas. Estas pueden operar en

- distintas bandas de frecuencia (e incluso en sistemas muy avanzados en longitudes de onda ópticas).
- b. Centro de Operaciones de Misión (MOC):  
Desde donde se envían las órdenes al segmento espacial. También se monitoriza el funcionamiento de los satélites y envía y recibe datos según sea necesario.
  - c. Centro técnico de Operaciones (TOC):  
Según la naturaleza de la red de satélites, puede generar y distribuir productos como imágenes o información recibida de diversas fuentes y se relaciona con el MOC para que se envíen las órdenes oportunas en función de éstas.
  - d. Red de comunicaciones local del Segmento Terreno y almacenamiento de datos:  
Proporciona conectividad en tiempo real para que el MOC pueda recibir y procesar los datos de telemetría y enviar las órdenes a los terminales de la estación terrena.  
También almacena temporalmente los datos de trabajo necesarios para el MOC y TOC.  
En esta propuesta de arquitectura, el MOC es responsable de todas las comunicaciones hacia y desde el segmento espacial, mientras que el TOC y los equipos de ingeniería pueden trabajar directamente a través del MOC para procesar comandos, lo cual es especialmente útil durante la puesta en servicio y la resolución de problemas en los que el equipo de ingeniería necesita acceso directo al sistema de vuelo.  
Esta arquitectura también proporciona una base de datos separada generada a partir de datos de telemetría y mantenimiento procedentes del MOC, accesibles en caso necesario.
  - e. Tipos de infraestructuras de comunicación  
Los servicios de comunicaciones pueden ser directos a la Tierra (DTE) o aumentados mediante retransmisión espacial (menos usual en las redes habituales). Las estaciones terrestres DTE brindan acceso directo punto a punto con antenas en estaciones terrestres ubicadas estratégicamente y equipadas con servicios de telemetría, comando y seguimiento. Estas antenas DTE para satélites suelen ser antenas parabólicas de alta ganancia que se utilizan para soportar las bandas S, X, Ka y antenas parabólicas o Yagi para UHF. Las estaciones terrestres DTE también podrían incorporar sistemas de arrays de antenas en fase o incluso equipos para comunicaciones ópticas. Los servicios DTE son especialmente eficaces para misiones que necesitan contactos frecuentes con un alto rendimiento de datos y son capaces de soportar duraciones de latencia largas.  
Los servicios de comunicaciones espaciales más extendidos en uso para Defensa en España implican un satélite geostacionario que se comunica con una estación terrestre en la superficie de la Tierra. Los satélites de comunicación suelen estar en órbita ecuatorial geosincrónica (GEO). Estos satélites son esenciales para proporcionar comunicación y seguimiento (AIS) cuando las comunicaciones directas no son viables debido a limitaciones de visibilidad de los activos físicos, distancia, etc. Son muy útiles para proporcionar cobertura continua, para dar respuesta rápida de comunicaciones ante eventos críticos o emergencias.
  - f. Consideraciones de frecuencia  
El transceptor de la nave espacial y la estación terrestre deben estar en una frecuencia coordinada para comunicarse. La selección de frecuencias de transmisión y recepción es una parte fundamental del proceso de diseño del sistema de comunicaciones por satélite. Las frecuencias se dividen en diferentes bandas para el enlace ascendente y descendente, que deben ser las admitidas por la estación terrestre y el segmento espacial.  
Las bandas típicas consideradas para satélites de comunicaciones y, por lo tanto, estaciones terrestres, son UHF, S, X y Ka. UHF fue la banda elegida en los últimos tiempos para las comunicaciones portátiles por satélite para determinadas misiones de operaciones especiales en el ámbito OTAN, en sustitución de las bandas S, X y Ka. Una estación terrestre necesita mantener antenas y receptores de manera que la recepción terrestre coincida con la frecuencia

de transmisión del segmento espacial y viceversa. Dado que la transmisión (Tx) y la recepción (Rx) tienen diferentes controladores y requisitos clave, muchas estaciones terrestres son de doble o triple banda.

- Recepción de estación terrestre – Telemetría.

Las frecuencias de recepción de las estaciones terrestres son principalmente las bandas S, X y Ka desde órbitas geoestacionarias.

La banda Ka se ha implementado para transmisión de grandes volúmenes de datos o multimedia. Las frecuencias más altas permiten transmitir más datos durante un período determinado, pero requieren una orientación o apuntamiento más exactos.

UHF resulta atractivo para algunas aplicaciones, debido al menor costo del hardware tanto para la nave espacial como para la estación terrestre, los buenos márgenes de enlace y una mayor capacidad de patrón omnidireccional con la nave espacial, pero produce velocidades de datos más bajas y tiene una mayor probabilidad de interferencia.

Las frecuencias más altas proporcionan anchos de banda más amplios y las antenas coincidentes tienen anchos de haz más estrechos o están dispuestas para obtener una ganancia mayor, por lo que se requiere una orientación más estricta.

- Estación terrestre - Telecomando

El factor clave para comandar con éxito un satélite desde tierra es la capacidad de alcanzarlo. El período más crítico es después de la liberación de un satélite del vehículo de lanzamiento, momento en el cual el satélite aún no tiene control total sobre su actitud, por lo que lo más importante es un ancho de haz amplio para las antenas receptoras de la nave espacial en la frecuencia seleccionada. Por esta razón, las estaciones terrestres están diseñadas con más potencia y amplificadores de bajo ruido (LNA) para contrarrestar y compensar las limitaciones en lo posible.

- Selección de frecuencia: balance de enlace

Calcular el balance del enlace de RF es el primer paso al diseñar una solución de telecomunicaciones. Es un cálculo del rendimiento de extremo a extremo del enlace de comunicaciones con la restricción de mantener un margen de enlace requerido.

Por lo general, el comando a una órbita cercana a la Tierra tiene mucho margen debido a la alta potencia y el tamaño de apertura de la estación terrestre, y la menor velocidad de datos requerida debido al bajo volumen de los comandos.

Cuando se consideran las comunicaciones en órbita geoestacionaria o en el espacio profundo, se desea un margen de enlace, pero para naves espaciales distantes el margen posible puede ser menor. El cálculo del balance del enlace suma y resta todas las ganancias y pérdidas de energía que experimentará una señal de comunicación dentro del sistema.

Se consideran factores tales como la ganancia y el ruido del amplificador del enlace ascendente, la ganancia de la antena de transmisión, los ángulos inclinados y las correspondientes pérdidas en el espacio libre, los niveles de ruido y las ganancias de potencia del transceptor del satélite, las ganancias y el ruido de la antena receptora y del amplificador, las pérdidas del cable y la atenuación atmosférica.

Existe una dualidad en los efectos de frecuencia: la pérdida de espacio libre en el mismo rango es menor para frecuencias más bajas; sin embargo, la longitud de onda es mucho más pequeña para frecuencias más altas, por lo que una apertura en el segmento terreno del mismo tamaño proporciona una ganancia sobre temperatura (G/T) mucho mayor.

En el extremo del segmento espacial, un conjunto de antenas de banda Ka de alta ganancia y múltiples elementos cabe, por ejemplo, en la palma de una mano. Para un retorno de datos de gran volumen, que es donde se producen los cuellos de botella en las comunicaciones, son deseables frecuencias más altas, llegando incluso a longitudes de onda ópticas de 1550 nm.

- Licenciamiento de frecuencias

Las frecuencias de comunicación de RF están protegidas. Dentro de cada banda de frecuencia hay asignaciones de frecuencias gubernamentales y no gubernamentales.

Algunas frecuencias son de uso exclusivo del gobierno, militares, de uso no gubernamental y algunas son compartidas.

Todos los órganos nacionales de gestión de frecuencias del mundo deben coordinarse con la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT), que es el órgano rector a nivel internacional. Se requieren licencias tanto para el satélite como para la estación terrestre para transmitir en una frecuencia o frecuencias designadas. Cada vez es más común que los satélites utilicen múltiples bandas.

El proceso de concesión de licencia puede tardar varios meses y debe completarse antes del lanzamiento. Parte del tiempo de procesamiento está asociado con la necesidad de que NARFA-ESP y la Subdirección General de Planificación y Gestión del Espectro Radioeléctrico también coordinen con la UIT, e incluso con otros países.

g. El Segmento Terrestre como Servicio (GSaaS) (tomado de [73]):

*Ground Station as a Service* (GSaaS) es un servicio administrado que permite a los clientes comunicarse, realizar enlaces descendentes y procesar datos de sus satélites mediante un sistema de pago por uso sin necesidad de construir sus propias estaciones terrestres satelitales. Estos servicios suelen ser escalables y utilizan servicios en la nube para tratar los datos de los clientes.

- Estación terrestre AWS

*AWS Ground Station* es un servicio administrado que permite a los clientes controlar las comunicaciones, procesar datos y realizar las operaciones satelitales.

Los clientes pueden transmitir datos satelitales desde cualquiera de las antenas de AWS a otros servicios de la nube, como *Amazon Elastic Compute Cloud* (EC2) para su procesamiento en tiempo real o almacenar datos directamente en *Amazon Simple Storage Service* (S3).

Además, los clientes pueden integrar fácilmente las capacidades de la carga de pago de los satélites con otros servicios de AWS casi en tiempo real utilizando la red global de baja latencia y gran ancho de banda de Amazon.

Con los servicios de AWS los operadores pueden reducir los tiempos de procesamiento y análisis de datos de horas a minutos o segundos. Ello permite a los operadores crear rápidamente flujos de trabajo para organizar, estructurar y enrutar los datos satelitales antes de que puedan analizarse e incorporarse a aplicaciones de su objeto de negocio.

- *AWS Ground Station* ofrece aperturas de antena de 5,4 metros en cada una de las regiones de cobertura.

Las frecuencias y los parámetros del enlace que proporciona AWS G.S. son los siguientes:

- Enlace ascendente de banda S: 2025-2120 MHz.
- Enlace descendente en banda S: 2200-2300 MHz con G/T de 16 dB/K.
- Enlace descendente en banda X: 7750-8400 MHz con G/T de 30,5 dB/K.

- Las antenas de *AWS Ground Station* están interconectadas a través de una red troncal global de baja latencia, altamente confiable, escalable y segura de *Amazon Web Services*. A partir de 2022, la nube de AWS abarca 87 zonas de disponibilidad dentro de 27 regiones geográficas de todo el mundo, con planes anunciados para la ampliación de zonas de disponibilidad, incluyendo a España.

h. Operación de la Estación Terrestre

Una estación terrestre se compone de un sistema de hardware y software que trabajan juntos para convertir la señal de RF de una señal de satélite en datos digitales. El primer elemento clave del sistema es la antena. Se elige en función de la frecuencia y ganancia necesarias para hablar con un satélite. La NASA utiliza antenas reflectoras parabólicas para las comunicaciones por satélite terrestres de RF, mientras que algunas universidades utilizan antenas parabólicas o Yagi (para

operaciones en órbitas bajas). Las antenas parabólicas están disponibles en tamaños que van desde 1 metro hasta 70 metros de diámetro.

La alimentación consta de una cavidad resonante que está sintonizada a la frecuencia de transmisión o recepción, un amplificador de baja ganancia y bajo ruido, un filtro paso banda y un segundo amplificador de bajo ruido con más ganancia que el primer amplificador. Estos elementos acondicionan la señal. Luego, la señal se transmite por un cable coaxial hasta una ubicación cercana donde se demodula la señal de RF en datos digitales. En la dirección de enlace ascendente, la radio modula los bits de datos en una portadora de RF que se amplifica la potencia de transmisión. La RF amplificada resuena en la alimentación de la antena y la antena amplifica las ondas electromagnéticas y las enfoca hacia el satélite.

Es deseable tener una ganancia de antena suficientemente elevada, pero a medida que aumenta la ganancia, el ancho del haz de la antena disminuye, lo que aumenta los requisitos de apuntamiento. Existe un compromiso práctico cuando el ancho del haz es tan pequeño que el seguimiento es difícil y cuando la antena se vuelve tan grande que es difícil controlarla y apuntarla.

Las antenas direccionales apuntan hacia el satélite a medida que éste se desplaza sobre la estación terrestre (o se modifica su posición levemente en el caso de satélites geoestacionarios). Los ajustes de orientación son necesarios tanto en la dirección vertical (elevación) como en la horizontal (azimut). Estos movimientos se logran utilizando motores y engranajes con un sistema realimentado. Se utiliza un software de seguimiento para ajustar el apuntamiento con la posición del satélite. El tiempo es un factor importante y la computadora utiliza el tiempo GPS para sincronizar con precisión la referencia de tiempo. Para ello se conecta al ordenador un receptor GPS dedicado.

El coste de una estación terrestre está directamente relacionado con el tamaño de la apertura, que influye en los cimientos, a base de la antena, los motores y los engranajes de la estación terrestre

#### i. Componentes de hardware y software para segmento terreno

A continuación, se enumeran ejemplos de componentes concretos hardware y software que se podrían emplear en un segmento terreno, clasificados por categorías.

- Receptor de alta tasa de datos.

El receptor de alta velocidad de datos se encarga de la demodulación, decodificación y sincronización del flujo de datos (p.e en banda X militar). La trama recibida se almacena en la estación en archivos digitales separados y clasificados de forma lógica en circuitos virtuales. Los archivos se almacenan en un *buffer* de duración limitada, que se emplea como respaldo temporal.

Los protocolos empleados para el envío y recepción de datos pueden ser el protocolo de transferencia segura de archivos (SFTP)/protocolo de copia segura (SCP) al cliente.

- Radio definida por software de código abierto

La radio definida por software permite emplear un mismo hardware para distintas aplicaciones de radio<sup>1</sup>.

- Transporte de la señal RF.

Existen software y dispositivos que permiten eliminar las limitaciones de distancia del transporte de la señal RF recibida, mediante la digitalización de las señales de RF para el transporte a través de redes IP de una manera que preserva las características de frecuencia y sincronización, para luego restaurar con alta fidelidad las señales de RF en destino.

---

<sup>1</sup> En el ámbito satelital está disponible la familia de productos *Universal Software Radio Peripheral (USRPTM)* de la marca *NI Ettus Research*, si bien está especializada en comunicaciones mediante satélites pequeños, en un rango de frecuencia de hasta 6 GHz. Esta familia de dispositivos se puede integrar con *LabVIEW* y con *GNU Radio*, y es capaz de encapsular los datos en tramas IP a una tasa de 100 Gbps.

Al eliminar las limitaciones de distancia entre antenas y equipos de procesamiento de señales, esta tecnología permite a los operadores implementar nuevas arquitecturas terrestres con numerosas ventajas, como la capacidad de mitigar los efectos del desvanecimiento de la lluvia para los satélites Ku/Ka, reducir costes centralizando las operaciones y simplificar la resistencia y recuperación ante desastres<sup>2</sup>.

- Sistemas de prueba integrados y módems TT&C de estación terrestre  
Con el fin de probar los comandos antes de ser enviados a los costosos sistemas espaciales, es recomendable probar y simular su transmisión y sus efectos previamente a ser lanzados a la plataforma en órbita. Para ello, hay algunas empresas especializadas en los ámbitos de simulación, prueba, comunicación y procesamiento de datos de satélites<sup>3</sup>.

Como referencia, las soluciones *Celestia EGSE* se han utilizado en mucha de las misiones de la Agencia Espacial Europea (ESA).

Los equipos de prueba están disponibles con funcionalidad estándar o configurados para satisfacer necesidades específicas, según el caso, por ejemplo:

- Sistema de Procesamiento de Telemetría y Telecomando
- Generación, adquisición y simulación de TC.
- Probador de tasa de error de bits.
- Simulación Doppler.
- Análisis estadístico, verificación de errores e informes en tiempo real
- Procesamiento de señales de detectores ópticos para simular comunicaciones ópticas.

- Radomos de antenas.  
Un radomo de antena proporciona una cubierta protectora con un efecto mínimo sobre la funcionalidad electromagnética de la antena. Los radomos proporcionan al sistema de antena un entorno controlado incluso con climatización, protegiendo los equipos sensibles de las tensiones relacionadas con el clima, como la radiación solar, la temperatura, el viento, la nieve, el hielo, la niebla salina, etc. Un radomo puede aumentar la vida útil de una antena y disminuir los costes de mantenimiento del sistema.

En el diseño del sistema se debe considerar la incorporación de un radomo, ya que permitirá componentes más ligeros y económicos (por ejemplo motores de accionamiento y cimientos), debido a la eliminación de cargas de viento en la antena. Además, el entorno controlado dentro del radomo proporciona una mayor disponibilidad del sistema, permitiendo que la antena funcione en condiciones ambientales más adversas con una degradación mínima de la señal, del mismo modo que un radomo también brindará al personal de mantenimiento protección contra el clima durante el mantenimiento de la antena. Para que un radomo sea un beneficio, se deben tener en cuenta los atributos únicos del sistema que se protege. Un radomo bien diseñado aborda estos factores y puede evitar afectar negativamente el rendimiento del sistema de antena.

- Software específico para estaciones terrestres.  
El software de una estación terrestre incluye la visualización y el cálculo de la ubicación del satélite en órbita y el control de la antena de seguimiento, pues incluso los satélites geoestacionarios oscilan en su posición orbital, especialmente al final de su vida útil, cuando es preciso racionar el poco combustible remanente.

El software de comando y control gestiona los scripts de comandos que se enviarán al satélite y puede mostrar y analizar la telemetría.

<sup>2</sup> En concreto, el sistema Kratos SpectralNet permite la recuperación y mantenimiento del sistema, optimizar la ubicación de las antenas y desarrollar una ruta de migración hacia sistemas terrestres virtuales.

<sup>3</sup> En concreto, empresas como Celestia Satellite Test & Simulation BV (C-STTS) diseñan soluciones a medida en este sentido.

Muchas opciones de software son de código abierto y gratuitas, aunque existe software comercial de empresas especializadas en soluciones hardware y software del segmento terrestre. A título informativo se enumeran las siguientes.

- AMERGINT softFEP (hoy perteneciente al grupo Arka)<sup>4</sup>.  
Las aplicaciones AMERGINT softFEP se implementan virtualmente en arquitecturas de nube o se alojan en servidores dedicados. Las aplicaciones realizan el formateo de datos del centro de control y la conversión de interfaz para comandos y telemetría, con soporte total para dispositivos de cifrado/descifrado NSA Tipo 1 y AES. Emplea cadenas de procesamiento configuradas mediante scripts de Python que mueven los datos de enlace descendente del satélite desde el receptor para su procesamiento y los datos de enlace ascendente al transmisor.  
La arquitectura está basada en la virtualización de servicios y el procesamiento en la nube, para interoperar a través de conexiones de red desde ubicaciones remotas.
- Kratos quantumFEP<sup>5</sup>.  
Se trata de un portal (front-end) para el procesamiento digital y la conectividad de red necesarios entre el sistema de Comando y Control (C2) y el equipo de procesamiento de señales de RF.  
Está enfocado principalmente hacia las funciones que precisa un segmento terreno para satélites pequeños, empleando interfaces de usuario estándar como html5 o API REST.  
La supervisión y el control se pueden realizar utilizando la interfaz de usuario HTML5 o utilizando REST o API GEMS, en máquinas virtuales, de nube privada o de nube pública, con posibilidad de acceso y control desde cualquier lugar a través de la *Web* sin necesidad de instalar ni mantener software de cliente.
- Gpredict<sup>6</sup>.  
Gpredict es un software gratuito con licencia según los términos y condiciones de la Licencia Pública General GNU, para la predicción de órbitas y seguimiento de satélites en tiempo real.  
Puede rastrear una gran cantidad de satélites y mostrar su posición y otros datos en listas, tablas, mapas y gráficos polares.  
También puede predecir la hora de futuros pases de un satélite no geostacionario y proporcionar información detallada sobre cada paso.  
El seguimiento satelital es en tiempo real rápido y preciso utilizando los algoritmos NORAD SGP4/SDP4, sin límite virtual en de software en la cantidad de satélites o estaciones terrestres y dispone de un interfaz gráfico amigable para la presentación visual de los datos satelitales mediante mapas, tablas y gráficos para realizar el control de giro de antena y radio para seguimiento autónomo.
- Radio GNU<sup>7</sup>  
GNU Radio es un conjunto de herramientas de desarrollo, de software gratuito y de código abierto, para desarrollar sistemas de radio en software en lugar de hacerlo completamente en hardware.  
Se puede utilizar con hardware de RF externo disponible y se ejecuta en la mayoría de las computadoras modernas para crear radios definidas por software. También se puede utilizar sin hardware en un entorno de simulación.

---

<sup>4</sup> <https://arka.org/>

<sup>5</sup> <https://www.kratosdefense.com/products/space/satellites/ttc-devices-and-software/quantumfep>

<sup>6</sup> <https://sourceforge.net/projects/gpredict/>

<sup>7</sup> <https://www.gnuradio.org/>

GNU Radio realiza todo el procesamiento de la señal. Se puede utilizar para escribir aplicaciones para recibir o enviar datos de flujos digitales, que luego se transmiten mediante hardware.

GNU Radio proporciona filtros, códigos de canales, elementos de sincronización, ecualizadores, demoduladores, codificadores de voz, decodificadores y muchos otros elementos (denominados bloques) que normalmente se encuentran en los sistemas de radio. Estos bloques pueden ser interconectados y administran cómo se pasan los datos de un bloque a otro. Se puede extender GNU radio con funciones no disponibles generando un nuevo bloque y añadiéndolo.

Al tratarse de radio por software, sólo puede manejar datos digitales. Aparte de esta limitación, cualquier tipo de datos se puede pasar de un bloque a otro (bits, bytes, vectores, ráfagas o tipos de datos más complejos).

- HWCNTRL<sup>8</sup>.

HWCNTRL es un programa de control de estaciones terrestres satelitales que está instalado en gran variedad de estaciones terrestres en todo el mundo. Este paquete de software de automatización puede admitir múltiples antenas e instrumentos simultáneamente.

En el caso de satélites no geostacionarios los pases satelitales se generan a solicitud del usuario en función de los datos de efemérides. Los eventos programados pueden ser de un solo uso o periódicos. Se puede acceder a una pantalla de control/estado para cada instrumento en el sistema, y el usuario puede ver y cambiar la configuración de cualquier instrumento a través de estas pantallas.

- Sistemas de respaldo y redundancia.

Para garantizar un funcionamiento continuado y reducir el impacto de fallos o incidencias, los equipos del segmento terreno de un sistema de comunicaciones por satélite suelen incluir sistemas de respaldo y redundancia.

Estos sistemas pueden incluir hardware duplicado, fuentes de energía de respaldo y enlaces de comunicación alternativos que pueden activarse en caso de una emergencia o fallo del sistema.

- Centros de procesamiento y distribución de datos

Estos centros se encargan de realizar el proceso, almacenamiento y distribución de los datos recopilados por los satélites a usuarios finales u otras organizaciones. Dependiendo de la misión del satélite, estos datos pueden incluir imágenes, datos meteorológicos, mediciones científicas o señales de comunicación como en los satélites geostacionarios que ocupan este trabajo. Los centros también pueden realizar tareas de análisis, formateo y control de calidad de datos para garantizar que éstos cumplan con los requisitos del usuario.

- Terminales de usuario

Los terminales de usuario son los dispositivos finales que reciben y transmiten datos desde y hacia los satélites. Pueden variar en tamaño y complejidad, desde pequeños dispositivos portátiles hasta grandes instalaciones fijas.

Los terminales de usuario suelen estar diseñados para aplicaciones específicas, como terminales tácticos, radioteléfonos satelitales, receptores GPS o antenas parabólicas de difusión de contenidos multimedia, incluso móviles sobre vehículos.

Emplean habitualmente las bandas de frecuencia siguientes:

**Banda Rango de frecuencias**

---

<sup>8</sup> <http://www.dewitt-assoc.com/index.html>

---

UHF	240 – 320 MHz
X	7 a 12 GHz
Ka	20 -40 GHz

---

**Tabla 3-2 Rango de frecuencias general.**

## 4 RESULTADOS

### 4.1 Cálculos de los enlaces de comunicaciones por satélite.

A continuación, se presentan los cálculos de balance del enlace satélite para las diferentes bandas consideradas.

#### 4.1.1 Planteamiento de los enlaces de comunicaciones GEO.

La posición del satélite que se va a considerar es la 29 E, ubicado sobre el Norte de África. Es una posición que cubre el satélite SPAINSAT en la actualidad, pero que podría utilizarse para otro satélite una vez finalizada su vida útil. Esta posición es ventajosa, al tener visibilidad sobre una zona de gran interés económico y geoestratégico para España.

El plan de frecuencias será el siguiente:

Banda	Frecuencia enlace ascendente	Frecuencia enlace descendente	Ancho de banda canal
UHF	250 MHz	325,00 MHz	25 KHz
X	8.028,00 MHz	7.228,00 MHz	2 MHz
Ka	24.528,00 MHz	23.028,00 MHz	40 MHz
S	1.990,00 MHz	2.180,00 MHz	500 KHz

Tabla 4-1 Rango de frecuencias seleccionado para los enlaces.

Como requisitos mínimos, se van a considerar los siguientes:

Banda	Densidad de flujo de potencia mínimo	Potencia isotrópica radiada equivalente de saturación	Relación Ganancia a Temperatura de Ruido de recepción mínima	Intermodulación del transpondedor
UHF	-140 dBW/m <sup>2</sup>	20 dBW	G/T = -13,5 dB/K G/T sistema = 12 dB/K	-37 dB/4 KHz
X	-70 dBW/m <sup>2</sup>	30 dBW	G/T = -7 dB/K G/T sistema = 32 dB/K	-37 dB/4 KHz
Ka	-70dBW/m <sup>2</sup>	32 dBW	G/T = -6 dB/K G/T sistema = 35 dB/K	-37 dB/4 KHz
S	-80 dBW/m <sup>2</sup>	20 dBW	G/T = -8 dB/K G/T sistema = 25 dB/K	-37 dB/4 KHz

Tabla 4-2 Requisitos mínimos de los enlaces para este trabajo.

#### 4.1.2 Cálculo del balance del enlace en banda X.

Las características de la portadora serán las siguientes:

Modulación	Velocidad de la información	Tasa de error de bit en recepción (con FEC 3/4)
Q-PSK	2048 Kbps	$10^{-6}$

Tabla 4-3 Características de la transmisión de datos para B-X.

Se considera que la velocidad de información es neta, por lo que no hay que contabilizar bits de cabecera u *overhead* para calcular la velocidad compuesta.

$$CR = IR + OH = 2048 \text{ Kbps} + 0 = 2048 \text{ Kbps} \quad (4.1)$$

La velocidad de transmisión de información compuesta tendrá en consideración los bits de cabecera si los hubiera y la sobre carga de la corrección de errores directa (*forward error correction* o FEC):

$$R = CR/FEC = (2048 \text{ Kbps}/(3/4)) = 2730 \text{ Kbps} \quad (4.2)$$

La velocidad de símbolo es:  $SR = \frac{R}{2} = \frac{2730}{2} = 1365 \text{ Kbps} \quad (4.3)$

El ancho de banda ocupado es:  $B = 0,6 \cdot R = 0,6 \cdot 2730 \text{ KHz} = 1638 \text{ KHz} \quad (4.4)$

La de error de bit objetivo se establece en  $BER = 10^{-6}$ , para lo que se debe cumplir:

$$\frac{E_b}{N_0} = 7,77 \text{ dB} \quad (4.5)$$

Según se expone en [74], página 156, apartado 3.7.1 y página 172, apartado 3.8.4.

Relación portadora a densidad de ruido:  $\left(\frac{C}{N_0}\right)$ :

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{C}{N_0} - 10 \cdot \text{Log}(CR) \Rightarrow \quad (4.6)$$

$$\frac{C}{N_0} = \frac{E_b}{N_0} + 10 \cdot \text{Log}(CR) = 7,77 + 10 \cdot \text{Log}(2048 \text{ KHz}) = 70,88 \text{ dBHz} \quad (4.7)$$

Relación portadora a temperatura de ruido  $\left(\frac{C}{T}\right)$ :

$$\frac{C}{N_0} = \frac{C}{T} - 10 \cdot \text{Log}(k), \text{ siendo } k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ W/K - Hz} \quad (4.8)$$

Por tanto:

$$\frac{C}{T} = 70,88 - 228,6 \text{ dBW/K - Hz} = -157,72 \text{ dB/K} \quad (4.9)$$

Relación portadora a ruido  $\left(\frac{C}{N}\right)$ :

$$\frac{C}{N} = \frac{C}{N_0} - 10 \cdot \text{Log}(B) = 70,88 \text{ dBHz} - 10 \cdot \text{Log}(1638 \text{ KHz}) = 8,736 \text{ dB} \quad (4.10)$$

Si se considera una estación terrena situada en Madrid (40.6586018° N, 3.7663196° O), sin tener en cuenta la elevación del terreno por simplicidad, la distancia oblicua hasta el satélite será (tomado de [75]):

$$D = R_0 \cdot \sqrt{1 + 0,42 \cdot (1 - \cos(\lambda)\cos(\theta))} \quad (4.11)$$

Y por tanto:

$$D_{Mad-sat} = 35.786 \cdot \sqrt{1 + 0,42 \cdot \left(1 - \cos\left(40.658601 \cdot \frac{\pi}{180}\right) \cos\left(-3.7663196 \cdot \frac{\pi}{180}\right)\right)} = 37.568,038 \text{ Km} \quad (4.12)$$

Mientras que la distancia oblicua a la posición de la otra estación terrestre, situada en 33,5° N, 35,5° E (Líbano) será:

$$R_{Sat-Lib} = 35.786 \cdot \sqrt{1 + 0,42 \cdot \left(1 - \cos\left(33,5 \cdot \frac{\pi}{180}\right) \cos\left(35,5 \cdot \frac{\pi}{180}\right)\right)} = 38.122,936 \text{ Km} \quad (4.13)$$

Las pérdidas por espacio libre serán, para cada trayecto:

$$PEL = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi R}{\lambda} \right)^2 \right] = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi R}{\left(\frac{c}{f}\right)} \right)^2 \right], \text{ con } c = 3 \cdot 10^8 \text{ m/s} \quad (4.14)$$

$$PEL_{Mad-sat} = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi \cdot 37.568,038 \text{ Km}}{\left(\frac{c}{8.028,000 \text{ MHz}}\right)} \right)^2 \right] = 202,030 \text{ dB} \quad (4.15)$$

$$PEL_{Sat-Lib} = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi \cdot 38.122,936 \text{ Km}}{\left(\frac{c}{7.228,000 \text{ MHz}}\right)} \right)^2 \right] = 201,245 \text{ dB} \quad (4.16)$$

Potencia Isótropa radiada equivalente del satélite o potencia mínima de transmisión, considerando todas las pérdidas:

$$\frac{C}{T} = PIRE_{SAT} - PEL_{Sat-Lib} + \frac{G}{T} + \beta - M \quad (4.17)$$

donde  $\beta$  es un factor que tiene en cuenta la posición geográfica de la estación terrena o ganancia geográfica descrito en [76] y M es el margen de pérdidas por lluvia. Se asigna a M un valor típico de 3,5 dB, sin embargo, se empleará en este trabajo el método de cálculo de atenuación por lluvia descrito en [76].

Para el valor de latitud de la estación terrena del enlace ascendente Mad-Sat  $\beta = 1,979$  y para el enlace descendente Sat-Lib es  $\beta = 2,46$ .

Para unas precipitaciones de 20 mm/hr, se obtiene un valor de  $M = 1,682 \text{ dB}$  en este caso (según [76]).

$$PIRE_{SAT} = \frac{C}{T} + PEL_{Sat-Lib} - \frac{G}{T} - \beta + M = -157,72 \text{ dB/K} + 201,245 \text{ dB} - 32 \text{ dB/K} - 2,46 \text{ dB} + 1,682 \text{ dB} = 10,747 \text{ dBW} \quad (4.18)$$

La Reducción de potencia de salida (OBO) es el nivel de potencia en la salida del amplificador RF normalizado al máximo nivel de potencia posible:

$$OBO = PIRE_{satur} - PIRE_{SAT} = 30 \text{ dBW} - 10,747 \text{ dBW} = 19,253 \text{ dB} \quad (4.19)$$

La Reducción de Potencia de Entrada (*Input Back Off*, IBO) es el nivel de potencia a la entrada del amplificador RF normalizado a la potencia de entrada que produce la salida de potencia máxima:

$$IBO = OBO + X = 19,253 \text{ dB} + 3 \text{ dB} = 22,253 \text{ dB} \quad (4.20)$$

Densidad de potencia del satélite o nivel de iluminación:

$$W = DEP - IBO = -70 \text{ dBW/m}^2 - 22,253 \text{ dB} = -92,253 \text{ dBW/m}^2 \quad (4.21)$$

Potencia isótropica radiada equivalente de la estación transmisora del uplink:

$$PIRE_{Mad-sat} = W + PEL_{Mad-sat} - G_{1m} - \beta_{Mad} + M_{Mad} \quad (4.22)$$

Donde

$$G_1(dBi) = \eta + 10 \cdot \text{Log} \left( \frac{4\pi}{\lambda^2} \right) = \eta + 10 \cdot \text{Log} \left( 4\pi \left( \frac{f}{c} \right)^2 \right) = 10 \cdot \text{Log}(0,85) + 10 \cdot \text{Log} \left( 4\pi \left( \frac{8,028 \text{ MHz}}{3 \cdot 10^8 \text{ m/s}} \right)^2 \right) = 38,836 \text{ dB} \quad (4.23)$$

Siendo  $\eta=0,85$  la eficiencia de la antena en dB. Por tanto:

$$PIRE_{Mad-sat} = -89,253 \text{ dBW/m}^2 + 202,030 \text{ dB} - 38,836 \text{ dB} - 1,979 \text{ dB} + 1,682 \text{ dB} = 73,644 \text{ dBW} \quad (4.24)$$

La ganancia máxima de la antena parabólica de la estación terrena para el enlace ascendente será función de su diámetro, frecuencia y eficiencia:

$$G_{max}(dBi) = 10 \cdot \text{Log} \left[ \eta_a \left( \frac{\pi D f}{c} \right)^2 \right] = 10 \cdot \text{Log} \left[ 0,85 \left( \frac{\pi \cdot 10 \text{ m} \cdot 8,028 \text{ MHz}}{3 \cdot 10^8 \text{ m/s}} \right)^2 \right] = 57,786 \text{ dB} \quad (4.25)$$

La potencia requerida por el amplificador de potencia será:

$$P_T = PIRE_{Mad-sat} - G_{TX} + L_{atim} = 73,644 \text{ dBW} - 57,786 \text{ dB} + 3 \text{ dB} = 18,858 \text{ dBW} \quad (4.26)$$

$$p_t = 76,878 \text{ W} \quad (4.27)$$

Para determinar la calidad del enlace se calcula la relación  $\frac{C}{T}$  tanto para el enlace ascendente como el descendente por separado.

Para el enlace ascendente:

$$\left( \frac{C}{T} \right)_{asc} = PIRE_{Mad-sat} - PEL_{Mad-sat} + \left( \frac{G}{T} \right)_{asc} + \beta_{Mad} - M_{Mad} = 62,678 \text{ dBW} - 202,030 \text{ dB} + (-7 \text{ dB/K}) + 1,979 \text{ dB} - 2,46 \text{ dB} = -146,833 \text{ dBW/K} \quad (4.28)$$

Para el enlace descendente:

$$\left( \frac{C}{T} \right)_{desc} = PIRE_{SAT} - PEL_{Sat-Lib} + \left( \frac{G}{T} \right)_{sist} + \beta_{Lib} - M_{Lib} = 10,747 \text{ dBW} - 201,245 \text{ dB} + (32 \text{ dB/K}) + 2,46 \text{ dB} - 1,682 \text{ dB} = -157,723 \text{ dBW/K} \quad (4.29)$$

La interferencia cocanal en el satélite se puede modelar como:

$$\left( \frac{C}{T} \right)_{coc_{sat}} = \frac{C}{I} + 10 \cdot \text{Log}(B) + 10 \cdot \text{Log}(k) = 17 + 10 \cdot \text{Log}(1.368 \text{ KHz}) - 228,6 \text{ dBW/K} - \text{Hz} = -150,239 \text{ dBW/K} \quad (4.30)$$

Donde  $\frac{C}{I} = 17 \text{ dB}$  se ha tomado como valor de referencia.

La estimación de los productos de intermodulación en el satélite es la siguiente:

$$\left( \frac{C}{T} \right)_{IM_{Sat}} = PIRE_{Sat} - IM_{Sat} + 10 \cdot \text{Log}(2000 \text{ KHz}) + 10 \cdot \text{Log}(k) = 10,747 \text{ dBW} - (-37 \text{ dB}) + 63,010 \text{ dB} - 228,6 \text{ dBW/K} - \text{Hz} = -117,843 \text{ dBW/K} \quad (4.31)$$

Donde  $IM_{Sat}$  es el valor especificado para el transpondedor del satélite para un ancho de banda dado.

El cálculo de la relación total  $\frac{C}{T}$  se haría como sigue:

$$\left( \frac{C}{T} \right)_{TOTAL}^{-1} = \left( \frac{C}{T} \right)_{desc}^{-1} + \left( \frac{C}{T} \right)_{asc}^{-1} + \left( \frac{C}{T} \right)_{M_{Sat}}^{-1} + \left( \frac{C}{T} \right)_{coc_{sat}}^{-1} = 158,727 \text{ dBW/K} \quad (4.32)$$

Por lo que

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} = -158,727 \text{ dBW/K} \quad (4.33)$$

Se observa que  $\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL}$  es un poco menor que la objetivo

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} = -158,727 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} < -157,72 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} \quad (4.34),$$

por lo que la tasa de error de bit será más alta que la tasa objetivo también.

La relación portadora a ruido en el receptor será

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} = \left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(k) = -158,727 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} + 228,6 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} - \text{Hz} = 69,873 \text{ dBW/Hz} \quad (4.35)$$

$$\frac{E_b}{N_0} = \left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(CR) = 69,873 \frac{\text{dBW}}{\text{Hz}} - 10 \cdot \text{Log}(2048 \text{ KHz}) = 6,760 \text{ dBJ/Hz} \quad (4.36)$$

$$BER = Q\left(\sqrt{\frac{2E_b}{N_0}}\right) = 1,328 \cdot 10^{-5} \quad (4.37)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_{TOTAL} = \left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(B) = 69,873 \frac{\text{dBW}}{\text{Hz}} - 10 \cdot \text{Log}(1638 \text{ KHz}) = 7,730 \text{ dB} \quad (4.38)$$

La diferencia entre la relación portadora ruido objetivo y la real es:

$$\left(\frac{C}{N}\right) - \left(\frac{C}{N}\right)_{TOTAL} = 8,736 \text{ dB} - 7,730 \text{ dB} = 1,006 \text{ dB} \quad (4.39)$$

Para compensarlo, es preciso aumentar en ese valor de la diferencia la potencia isotrópica radiada equivalente de la estación transmisora del enlace ascendente Mad-Sat:

$$PIRE_{Mad-Sat} = 1,006 \text{ dB} + 73,644 \text{ dBW} = 74,650 \text{ dBW} \quad (4.40)$$

Y aumentar en consonancia la potencia del transmisor:

$$P_T = 1,006 \text{ dB} + 18,858 \text{ dBW} = 19,064 \text{ dBW} \quad (4.41)$$

$$p_T = 80,612 \text{ W} \quad (4.42)$$

E igualmente hay que aumentar la potencia isotrópica radiada equivalente del satélite en la misma medida:

$$PIRE_{SAT} = 1,006 \text{ dB} + 10,747 \text{ dBW} = 11,753 \text{ dBW} \quad (4.43)$$

$$OBO = 19,253 \text{ dB} - 1,006 \text{ dB} = 18,247 \text{ dB} \quad (4.44)$$

$$IBO = 22,253 \text{ dB} - 1,006 \text{ dB} = 23,259 \text{ dB} \quad (4.45)$$

$$W = -89,253 \frac{\text{dBW}}{\text{m}^2} + 1,006 \text{ dB} = -88,247 \frac{\text{dBW}}{\text{m}^2} \quad (4.46)$$

### 4.1.3 Cálculo del balance del enlace en banda Ka.

Las características de la portadora serán las siguientes:

Modulación	Velocidad de la información	Tasa de error de bit en recepción (con FEC 3/4)
Q-PSK	6.144 Kbps	$10^{-6}$

Tabla 4-4 Características de la transmisión de datos para B-Ka.

Se considera que la velocidad de información es neta, por lo que no hay que contabilizar bits de cabecera u *overhead* para calcular la velocidad compuesta.

$$CR = IR + OH = 6144 \text{ Kbps} + 0 = 6.144 \text{ Kbps} \quad (4.47)$$

La velocidad de transmisión de información compuesta tendrá en consideración los bits de cabecera si los hubiera y la sobre carga de la corrección de errores directa (*forward error correction* o FEC):

$$R = CR/FEC = (6.144 \text{ Kbps}/(3/4)) = 8.192 \text{ Kbps} \quad (4.48)$$

$$\text{La velocidad de símbolo es: } SR = \frac{R}{2} = \frac{8.192 \text{ Kbps}}{2} = 4.096 \text{ Kbps} \quad (4.49)$$

$$\text{El ancho de banda ocupado es: } B = 0,6 \cdot R = 0,6 \cdot 8.192 \text{ KHz} = 4.915,2 \text{ KHz} \quad (4.50)$$

La de error de bit objetivo se establece en  $BER = 10^{-6}$ , para lo que se debe cumplir:  $\frac{Eb}{No} = 7,77 \text{ dB}$ .

Relación portadora a densidad de ruido:  $\left(\frac{C}{No}\right)$ :

$$\frac{Eb}{No} = \frac{C}{No} - 10 \cdot \text{Log}(CR) \Rightarrow \quad (4.51)$$

$$\frac{C}{No} = \frac{Eb}{No} + 10 \cdot \text{Log}(CR) = 7,77 + 10 \cdot \text{Log}(6.144 \text{ KHz}) = 75,654 \text{ dBHz} \quad (4.52)$$

Relación portadora a temperatura de ruido  $\left(\frac{C}{T}\right)$ :

$$\frac{C}{No} = \frac{C}{T} - 10 \cdot \text{Log}(k), \text{ siendo } k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ W/K} - \text{Hz} \quad (4.53) \text{ , por tanto:}$$

$$\frac{C}{T} = 75,654 \text{ dBHz} - 228,6 \text{ dBW/K} - \text{Hz} = -152,946 \text{ dB/K} \quad (4.54)$$

Relación portadora a ruido  $\left(\frac{C}{N}\right)$ :

$$\frac{C}{N} = \frac{C}{No} - 10 \cdot \text{Log}(B) = 75,654 \text{ dBHz} - 10 \cdot \text{Log}(4.915,200 \text{ KHz}) = 8,738 \text{ dB} \quad (4.55)$$

Si se considera una estación terrena situada en Madrid, sin tener en cuenta la elevación del terreno por simplicidad, la distancia oblicua hasta el satélite será:

$$D_{Mad-Sat} = 35.786 \cdot \sqrt{1 + 0,42 \cdot \left(1 - \cos\left(40.658601 \cdot \frac{\pi}{180}\right) \cos\left(-3.7663196 \cdot \frac{\pi}{180}\right)\right)} = 37.568,038 \text{ Km} \quad (4.56)$$

Mientras que la distancia oblicua a la posición de la otra estación terrestre, situada en 33,5° N, 35,5° E (Líbano) será:

$$R_{Sat-Lib} = 35.786 \cdot \sqrt{1 + 0,42 \cdot \left(1 - \cos\left(33,5 \cdot \frac{\pi}{180}\right) \cos\left(35,5 \cdot \frac{\pi}{180}\right)\right)} = 38.122,936 \text{ Km} \quad (4.57)$$

Las pérdidas por espacio libre serán, para cada trayecto:

$$PEL = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi R}{\lambda} \right)^2 \right] = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi R}{\left( \frac{c}{f} \right)} \right)^2 \right], \text{ con } c = 3 \cdot 10^8 \text{ m/s} \quad (4.58)$$

$$PEL_{Mad-Sat} = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi \cdot 37.568,038 \text{ Km}}{\left( \frac{c}{24.528,000 \text{ MHz}} \right)} \right)^2 \right] = 211,731 \text{ dB} \quad (4.59)$$

$$PEL_{Sat-Lib} = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi \cdot 38.122,936 \text{ Km}}{\left( \frac{c}{23.028,000 \text{ MHz}} \right)} \right)^2 \right] = 211,311 \text{ dB} \quad (4.60)$$

Potencia Isótropa radiada equivalente del satélite o potencia mínima de transmisión, considerando todas las pérdidas:

$$\frac{c}{T} = PIRE_{SAT} - PEL_{Sat-Lib} + \frac{G}{T} + \beta - M \quad (4.60),$$

Para el valor de latitud de la estación terrena del enlace ascendente Mad-Sat  $\beta = 1,979$  y para el enlace descendente Sat-Lib es  $\beta = 2,46$ .

Para unas precipitaciones de 20 mm/hr, se obtiene un valor de  $M = 8,10 \text{ dB}$  en este caso (según [76]).

$$PIRE_{SAT} = \frac{c}{T} + PEL_{Sat-Lib} - \frac{G}{T} - \beta + M = -152,946 \text{ dB/K} + 211,311 \text{ dB} - 35 \text{ dB/K} - 2,46 \text{ dB} + 8,10 \text{ dB} = 29,005 \text{ dBW} \quad (4.61)$$

La Reducción de potencia de salida (OBO) es:

$$OBO = PIRE_{satur} - PIRE_{SAT} = 32 \text{ dBW} - 29,005 \text{ dBW} = 2,995 \text{ dB} \quad (4.62)$$

La Reducción de potencia de entrada (IBO) es:

$$IBO = OBO + X = 2,995 \text{ dB} + 3 \text{ dB} = 5,995 \text{ dB} \quad (4.63)$$

Densidad de potencia del satélite o nivel de iluminación:

$$W = DEP - IBO = -70 \text{ dBW/m}^2 - 5,995 \text{ dB} = -75,995 \text{ dBW/m}^2 \quad (4.63)$$

Potencia isótropica radiada equivalente de la estación transmisora del uplink:

$$PIRE_{Mad-Sat} = W + PEL_{Mad-Sat} - G_{1m} - \beta_{Mad} + M_{Mad} \quad (4.64)$$

Donde

$$G_1(\text{dBi}) = \eta + 10 \cdot \text{Log} \left( \frac{4\pi}{\lambda^2} \right) = \eta + 10 \cdot \text{Log} \left( 4\pi \left( \frac{f}{c} \right)^2 \right) = 10 \cdot \text{Log}(0,85) + 10 \cdot \text{Log} \left( 4\pi \left( \frac{24.528,000 \text{ MHz}}{3 \cdot 10^8 \frac{\text{m}}{\text{s}}} \right)^2 \right) = 48,537 \text{ dB} \quad (4.65)$$

Siendo  $\eta$  la eficiencia de la antena en dB. Por tanto:

$$PIRE_{Mad-Sat} = -75,995 \text{ dBW/m}^2 + 211,731 \text{ dB} - 48,537 \text{ dB} - 1,979 \text{ dB} + 8,10 \text{ dB} = 93,32 \text{ dBW} \quad (4.66)$$

La ganancia máxima de la antena parabólica de la estación terrena para el enlace ascendente será función de su diámetro, frecuencia y eficiencia:

$$G_{max}(\text{dBi}) = 10 \cdot \text{Log} \left[ \eta_a \left( \frac{\pi D f}{c} \right)^2 \right] = 10 \cdot \text{Log} \left[ 0,85 \left( \frac{\pi \cdot 14 \text{ m} \cdot 24.528,000 \text{ MHz}}{3 \cdot 10^8 \text{ m/s}} \right)^2 \right] = 70,410 \text{ dB} \quad (4.67)$$

La potencia requerida por el amplificador de potencia será:

$$P_T = PIRE_{Mad-sat} - G_{TX} + L_{atim} = 93,32 \text{ dBW} - 70,410 \text{ dB} + 3 \text{ dB} = 25,910 \text{ dBW} \quad (4.68)$$

$$p_t = 389,941 \text{ W} \quad (4.69)$$

Para determinar la calidad del enlace se calcula la relación  $\frac{C}{T}$  tanto para el enlace ascendente como el descendente por separado.

Para el enlace ascendente:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{asc} = PIRE_{Mad-sat} - PEL_{Mad-sat} + \left(\frac{G}{T}\right)_{asc} + \beta_{Mad} - M_{Mad} = 93,32 \text{ dBW} - 211,731 \text{ dB} + (-6 \text{ dB/K}) + 1,979 \text{ dB} - 8,10 \text{ dB} = -130,532 \text{ dBW/K} \quad (4.70)$$

Para el enlace descendente:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{desc} = PIRE_{SAT} - PEL_{Sat-Lib} + \left(\frac{G}{T}\right)_{sist} + \beta_{Lib} - M_{Lib} = 29,005 \text{ dBW} - 211,311 \text{ dB} + (35 \text{ dB/K}) + 2,46 \text{ dB} - 8,1 \text{ dB} = -152,946 \text{ dBW/K} \quad (4.71)$$

La interferencia cocanal en el satélite se puede modelar como:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{coc_{sat}} = \frac{C}{I} + 10 \cdot \text{Log}(B) + 10 \cdot \text{Log}(k) = 17 + 10 \cdot \text{Log}(4.915,200 \text{ KHz}) - 228,6 \text{ dBW/K} - \text{Hz} = -144,685 \text{ dB/K} \quad (4.72)$$

Donde  $\frac{C}{I} = 17 \text{ dB}$  se ha tomado como como valor de referencia.

La estimación de los productos de intermodulación en el satélite es la siguiente:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{IM_{Sat}} = PIRE_{Sat} - IM_{Sat} + 10 \cdot \text{Log}(40 \text{ MHz}) + 10 \cdot \text{Log}(k) = 29,005 \text{ dBW} - (-37 \text{ dB}) + 76,021 \text{ dB} - 228,6 \text{ dBW/K} - \text{Hz} = -86,574 \text{ dBW/K} \quad (4.73)$$

Donde  $IM_{Sat}$  es el valor especificado para el transpondedor del satélite para un ancho de banda dado.

El cálculo de la relación total  $\frac{C}{T}$  se haría como sigue:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL}^{-1} = \left(\frac{C}{T}\right)_{desc}^{-1} + \left(\frac{C}{T}\right)_{asc}^{-1} + \left(\frac{C}{T}\right)_{M\text{ Sat}}^{-1} + \left(\frac{C}{T}\right)_{coc\text{ sat}}^{-1} = 153,92 \text{ dBW/K} \quad (4.74)$$

Por lo que

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} = -153,92 \text{ dBW/K} \quad (4.74)$$

Se observa que  $\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL}$  es un poco menor que la objetivo,

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} = -153,92 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} < -152,946 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} \quad (4.75)$$

, por lo que la tasa de error de bit será más alta que la tasa objetivo también.

La relación portadora a ruido en el receptor será

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} = \left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(k) = -153,92 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} + 228,6 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} - \text{Hz} = 74,68 \text{ dBW/Hz} \quad (4.76)$$

$$\frac{E_b}{N_0} = \left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(CR) = 74,68 \frac{\text{dBW}}{\text{Hz}} - 10 \cdot \text{Log}(6144 \text{ KHz}) = 6,795 \text{ dBJ/Hz} \quad (4.77)$$

$$BER = Q\left(\sqrt{\frac{2E_b}{N_0}}\right) = 1,2255 \cdot 10^{-5} \quad (4.78)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_{TOTAL} = \left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(B) = 74,68 \frac{dBW}{Hz} - 10 \cdot \text{Log}(4.915,2 \text{ KHz}) = 7,765 \text{ dB} \quad (4.79)$$

La diferencia entre la relación portadora ruido objetivo y la real es:

$$\left(\frac{C}{N}\right) - \left(\frac{C}{N}\right)_{TOTAL} = 8,738 \text{ dB} - 7,765 \text{ dB} = 0,973 \text{ dB} \quad (4.80)$$

Para compensarlo, es preciso aumentar en ese valor de la diferencia la potencia isotrópica radiada equivalente de la estación transmisora del enlace ascendente Mad-Sat:

$$PIRE_{Mad-Sat} = 0,973 \text{ dB} + 93,32 \text{ dBW} = 94,293 \text{ dBW} \quad (4.81)$$

Y aumentar en consonancia la potencia del transmisor:

$$P_T = 0,973 \text{ dB} + 25,910 \text{ dBW} = 26,883 \text{ dBW} \quad (4.82)$$

$$p_T = 487,865 \text{ W} \quad (4.83)$$

E igualmente hay que aumentar la potencia isotrópica radiada equivalente del satélite en la misma medida:

$$PIRE_{SAT} = 0,973 \text{ dB} + 29,005 \text{ dBW} = 29,978 \text{ dBW} \quad (4.84)$$

$$OBO = 2,995 \text{ dB} - 0,973 \text{ dB} = 2,022 \text{ dB} \quad (4.85)$$

$$IBO = 5,995 \text{ dB} - 0,973 \text{ dB} = 5,022 \text{ dB} \quad (4.86)$$

$$W = -75,995 \frac{dBW}{m^2} + 0,973 \text{ dB} = -76,968 \frac{dBW}{m^2} \quad (4.87)$$

#### 4.1.4 Cálculo del balance del enlace en banda UHF.

Las características de la portadora serán las siguientes:

Modulación	Velocidad de la información	Tasa de error de bit en recepción (con FEC 3/4)
Q-PSK	16 Kbps	$10^{-6}$

Tabla 4-5 Características de la transmisión de datos para UHF.

Se considera que la velocidad de información es neta, por lo que no hay que contabilizar bits de cabecera u *overhead* para calcular la velocidad compuesta.

$$CR = IR + OH = 16,384 \text{ Kbps} + 0 = 16,384 \text{ Kbps} \quad (4.88)$$

La velocidad de transmisión de información compuesta tendrá en consideración los bits de cabecera si los hubiera y la sobre carga de la corrección de errores directa (*forward error correction* o FEC):

$$R = CR/FEC = (16,384 \text{ Kbps}/(3/4)) = 21,845 \text{ Kbps} \quad (4.89)$$

La velocidad de símbolo es:  $SR = \frac{R}{2} = \frac{21,845}{2} = 10,922 \text{ Kbps} \quad (4.90)$

El ancho de banda ocupado es:  $B = 0,6 \cdot R = 0,6 \cdot 10,922 \text{ KHz} = 6,5532 \text{ KHz} \quad (4.91)$

La de error de bit objetivo se establece en  $BER = 10^{-6}$ , para lo que se debe cumplir:  $\frac{E_b}{N_0} = 7,77 \text{ dB}$

Relación portadora a densidad de ruido:  $\left(\frac{C}{N_0}\right)$ :

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{C}{N_0} - 10 \cdot \text{Log}(CR) \Rightarrow \quad (4.92)$$

$$\frac{C}{N_0} = \frac{E_b}{N_0} + 10 \cdot \text{Log}(CR) = 7,77 + 10 \cdot \text{Log}(16,384 \text{ KHz}) = 49,914 \text{ dBHz} \quad (4.93)$$

Relación portadora a temperatura de ruido  $\left(\frac{C}{T}\right)$ :

$$\frac{C}{N_0} = \frac{C}{T} - 10 \cdot \text{Log}(k), \text{ siendo } k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ W/K} - \text{Hz} \quad (4.94),$$

por tanto:

$$\frac{C}{T} = 49,914 - 228,6 \text{ dBW/K} - \text{Hz} = -178,686 \text{ dB/K} \quad (4.95)$$

Relación portadora a ruido  $\left(\frac{C}{N}\right)$ :

$$\frac{C}{N} = \frac{C}{N_0} - 10 \cdot \text{Log}(B) = 49,914 \text{ dBHz} - 10 \cdot \text{Log}(6,5532 \text{ KHz}) = 11,749 \text{ dB} \quad (4.96)$$

Si se considera una estación terrena situada en Madrid, sin tener en cuenta la elevación del terreno por simplicidad, la distancia oblicua hasta el satélite será:

$$D_{Mad-sat} = 35.786 \cdot \sqrt{1 + 0,42 \cdot \left(1 - \cos\left(40.658601 \cdot \frac{\pi}{180}\right) \cos\left(-3.7663196 \cdot \frac{\pi}{180}\right)\right)} = 37.568,038 \text{ Km} \quad (4.97)$$

Mientras que la distancia oblicua a la posición de la otra estación terrestre, situada en 33,5° N, 35,5° E (Líbano) será:

$$R_{Sat-Lib} = 35.786 \cdot \sqrt{1 + 0,42 \cdot \left(1 - \cos\left(33,5 \cdot \frac{\pi}{180}\right) \cos\left(35,5 \cdot \frac{\pi}{180}\right)\right)} = 38.122,936 \text{ Km} \quad (4.98)$$

Las pérdidas por espacio libre serán, para cada trayecto:

$$PEL = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi R}{\lambda} \right)^2 \right] = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi R}{\left(\frac{c}{f}\right)} \right)^2 \right] \quad (4.99)$$

con  $c = 3 \cdot 10^8 \text{ m/s}$

$$PEL_{Mad-Sat} = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi \cdot 37.568,038 \text{ Km}}{\left(\frac{c}{325 \text{ MHz}}\right)} \right)^2 \right] = 174,175 \text{ dB} \quad (4.100)$$

$$PEL_{Sat-Lib} = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi \cdot 38.122,936 \text{ Km}}{\left(\frac{c}{250 \text{ MHz}}\right)} \right)^2 \right] = 172,024 \text{ dB} \quad (4.101)$$

Potencia Isótropa radiada equivalente del satélite o potencia mínima de transmisión, considerando todas las pérdidas:

$$\frac{c}{T} = PIRE_{SAT} - PEL_{Sat-Lib} + \frac{G}{T} + \beta - M \quad (4.102)$$

Para el valor de latitud de la estación terrena del enlace ascendente Mad-Sat  $\beta = 0$  y para el enlace descendente Sat-Lib es  $\beta = 0$  al no existir apuntamiento en los terminales terrestres tácticos.

Para unas precipitaciones de 20 mm/hr, se aplica un valor de referencia  $M = 3 \text{ dB}$  en este caso caso (según [76]).

$$PIRE_{SAT} = \frac{c}{T} + PEL_{Sat-Lib} - \frac{G}{T} - \beta + M = -178,686 \text{ dB/K} + 172,024 \text{ dB} - (-13,5) \text{ dB/K} - 0 \text{ dB} + 3 \text{ dB} = 9,838 \text{ dBW} \quad (4.104)$$

La Reducción de potencia de salida (OBO) es:

$$OBO = PIRE_{satur} - PIRE_{SAT} = 20 \text{ dBW} - 9,838 \text{ dBW} = 10,162 \text{ dB} \quad (4.105)$$

La Reducción de potencia de entrada (IBO) es:

$$IBO = OBO + X = 10,162 \text{ dB} + 3 \text{ dB} = 13,162 \text{ dB} \quad (4.106)$$

Densidad de potencia del satélite o nivel de iluminación:

$$W = DEP - IBO = -140 \text{ dBW/m}^2 - 13,162 \text{ dB} = -153,162 \text{ dBW/m}^2 \quad (4.107)$$

Potencia isótropica radiada equivalente de la estación transmisora del uplink viene dada por la potencia el transmisor, del orden de decenas de W (típicamente 20 W) y la antena utilizada (tipo X-Wing, habitualmente, con una ganancia, para la elevación de antena necesaria en la Madrid, de 42,98°, de aproximadamente -2 dBi).

$$PIRE_{Mad-sat} = 10 \cdot \text{Log}(20 \text{ W}) + (2 \text{ dBi}) = 13,010 \text{ dBW} + 2 \text{ dBi} = 15,010 \text{ dBW} \quad (4.108)$$

$$P_T = PIRE_{Mad-sat} - G_{TX} = 15,010 \text{ dBW} - 2 \text{ dBi} = 13,010 \text{ dBW} \quad (4.109)$$

Para determinar la calidad del enlace se calcula la relación  $\frac{c}{T}$  tanto para el enlace ascendente como el descendente por separado.

Para el enlace ascendente:

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{T}\right)_{asc} &= PIRE_{Mad-Sat} - PEL_{Mad-Sat} + \left(\frac{G}{T}\right)_{asc} + \beta_{Mad} - M_{Mad} = 15,010 \text{ dBW} - \\ 174,175 \text{ dB} + \left(-13,5 \frac{\text{dB}}{\text{K}}\right) + 0 \text{ dB} - 3 \text{ dB} &= -175,660 \text{ dBW/K} \end{aligned} \quad (4.110)$$

Para el enlace descendente:

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{T}\right)_{desc} &= PIRE_{SAT} - PEL_{Sat-Lib} + \left(\frac{G}{T}\right)_{sist} + \beta_{Lib} - M_{Lib} = 9,838 \text{ dBW} - 172,024 \text{ dB} + \\ \left(12 \frac{\text{dB}}{\text{K}}\right) + 0 \text{ dB} - 3 \text{ dB} &= -153,186 \text{ dBW/K} \end{aligned} \quad (4.111)$$

La interferencia cocanal en el satélite se puede modelar como:

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{T}\right)_{coc_{sat}} &= \frac{C}{I} + 10 \cdot \text{Log}(B) + 10 \cdot \text{Log}(k) = 6 + 10 \cdot \text{Log}(6,5532 \text{ KHz}) - 228,6 \text{ dBW/K} \\ \text{K} - \text{Hz} &= -173,435 \text{ dB/K} \end{aligned} \quad (4.112)$$

Donde  $\frac{C}{I} = 6 \text{ dB}$  se ha tomado como el valor objetivo de un sergmento espacial UHF TACSAT, como referencia.

La estimación de los productos de intermodulación en el satélite es la siguiente:

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{T}\right)_{IM_{Sat}} &= PIRE_{Sat} - IM_{Sat} + 10 \cdot \text{Log}(25000 \text{ KHz}) + 10 \cdot \text{Log}(k) = 9,838 \text{ dBW} - \\ (-37 \text{ dB}) + 43,979 \text{ dB} - 228,6 \text{ dBW/K} - \text{Hz} &= -137,783 \text{ dBW/K} \end{aligned} \quad (4.113))$$

Donde  $IM_{Sat}$  es el valor especificado para el transpondedor del satélite para un ancho de banda dado.

El cálculo de la relación total  $\frac{C}{T}$  se haría como sigue:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL}^{-1} = \left(\frac{C}{T}\right)_{desc}^{-1} + \left(\frac{C}{T}\right)_{asc}^{-1} + \left(\frac{C}{T}\right)_{M\text{ Sat}}^{-1} + \left(\frac{C}{T}\right)_{coc\text{ sat}}^{-1} = 178,079 \text{ dBW/K} \quad (4.114)$$

Por lo que

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} = -178,079 \text{ dBW/K} \quad (4.15)$$

Se observa que  $\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL}$  es mayor que la objetivo

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} = -178,079 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} < -178,686 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} \quad (4.115)$$

, por lo que la tasa de error de bit será baja que la tasa objetivo también.

La relación portadora a ruido en el receptor será

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} &= \left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(k) = -178,079 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} + 228,6 \frac{\text{dBW}}{\text{K-Hz}} = 50,521 \text{ dBW/Hz} \end{aligned} \quad (4.116)$$

$$\begin{aligned} \frac{E_b}{N_0} &= \left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(CR) = 50,521 \frac{\text{dBW}}{\text{Hz}} - 10 \cdot \text{Log}(16,384 \text{ KHz}) = 8,377 \text{ dBJ/Hz} \end{aligned} \quad (4.117)$$

$$BER = Q\left(\sqrt{\frac{2E_b}{N_0}}\right) = 1,549 \cdot 10^{-7} \quad (4.118)$$

$$\begin{aligned} \left(\frac{C}{N}\right)_{TOTAL} &= \left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(B) = 50,521 \frac{\text{dBW}}{\text{Hz}} - 10 \cdot \text{Log}(6,5532 \text{ KHz}) = 12,356 \text{ dB} \end{aligned} \quad (4.119)$$

La diferencia entre la relación portadora ruido objetivo y la real es:

$$\left(\frac{C}{N}\right) - \left(\frac{C}{N}\right)_{TOTAL} = 11,749 \text{ dB} - 12,356 \text{ dB} = -0,607 \text{ dB} \quad (4.120)$$

Sin embargo, la potencia de la estación transmisora, un terminal de radio táctico normalmente, suele estar fija en un valor, en este caso:

$$P_T = 13,010 \text{ dBW} \quad (4.121)$$

$$p = 20 \text{ W} \quad (4.122)$$

E igualmente se podría disminuir la potencia isotrópica radiada equivalente del satélite en la misma medida:

$$PIRE_{SAT} = 9,838 \text{ dBW} - 0,607 \text{ dB} = 9,231 \text{ dBW} \quad (4.123)$$

$$OBO = 10,162 \text{ dB} + 0,607 \text{ dB} = 10,769 \text{ dB} \quad (4.124)$$

$$IBO = 13,162 \text{ dB} + 0,607 \text{ dB} = 13,769 \text{ dB} \quad (4.125)$$

$$W = -153,162 \frac{\text{dBW}}{\text{m}^2} - 0,607 \text{ dB} = -153,769 \frac{\text{dBW}}{\text{m}^2} \quad (4.126)$$

#### 4.1.5 Cálculo del balance del enlace de telemetría y telecontrol en banda S.

Las características de la portadora en banda S, destinada a la Telemetría y Telecontrol, serán las siguientes:

Modulación	Velocidad de la información	Tasa de error de bit en recepción (con FEC 3/4)
Q-PSK	512 Kbps	$10^{-6}$

Tabla 4-6 Características de la transmisión de datos para B-S.

Se considera que la velocidad de información es neta, por lo que no hay que contabilizar bits de cabecera u *overhead* para calcular la velocidad compuesta.

$$CR = IR + OH = 512 \text{ Kbps} + 0 = 512 \text{ Kbps} \quad (4.127)$$

La velocidad de transmisión de información compuesta tendrá en consideración los bits de cabecera si los hubiera y la sobre carga de la corrección de errores directa (*forward error correction* o FEC):

$$R = CR/FEC = (512 \text{ Kbps}/(3/4)) = 682 \text{ Kbps} \quad (4.128)$$

$$\text{La velocidad de símbolo es: } SR = \frac{R}{2} = \frac{682 \text{ Kbps}}{2} = 341 \text{ Kbps} \quad (4.129)$$

$$\text{El ancho de banda ocupado es: } B = 0,6 \cdot R = 0,6 \cdot 682 \text{ KHz} = 409,2 \text{ KHz} \quad (4.130)$$

$$\text{La de error de bit objetivo se establece en } BER = 10^{-6}, \text{ para lo que se debe cumplir: } \frac{E_b}{N_0} = 7,77 \text{ dB.}$$

Relación portadora a densidad de ruido:  $\left(\frac{C}{N_0}\right)$ :

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{C}{N_0} - 10 \cdot \text{Log}(CR) \Rightarrow \quad (4.131)$$

$$\frac{C}{N_0} = \frac{E_b}{N_0} + 10 \cdot \text{Log}(CR) = 7,77 + 10 \cdot \text{Log}(512 \text{ KHz}) = 64,86 \text{ dBHz} \quad (4.132)$$

Relación portadora a temperatura de ruido  $\left(\frac{C}{T}\right)$ :

$$\frac{C}{N_0} = \frac{C}{T} - 10 \cdot \text{Log}(k) \quad (4.133),$$

siendo  $k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ W/K - Hz}$ , por tanto:

$$\frac{C}{T} = 64,86 - 228,6 \text{ dBW/K - Hz} = -163,74 \text{ dB/K} \quad (4.134)$$

Relación portadora a ruido  $\left(\frac{C}{N}\right)$ :

$$\frac{C}{N} = \frac{C}{N_0} - 10 \cdot \text{Log}(B) = 64,86 \text{ dBHz} - 10 \cdot \text{Log}(409,2 \text{ KHz}) = 8,741 \text{ dB} \quad (4.135)$$

Si se considera una estación terrena situada en Madrid, la distancia oblicua hasta el satélite será:

$$D_{Mad-sat} = 35.786 \cdot \sqrt{1 + 0,42 \cdot \left(1 - \cos\left(40.658601 \cdot \frac{\pi}{180}\right) \cos\left(-3.7663196 \cdot \frac{\pi}{180}\right)\right)} = 37.568,038 \text{ Km} \quad (4.136)$$

Las pérdidas por espacio libre serán:

$$PEL_{Mad-sat} = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi \cdot 37.568,038 \text{ Km}}{(1.990,000 \text{ MHz})} \right)^2 \right] = 189,915 \text{ dB} \quad (4.137)$$

$$PEL_{Sat-Mad} = 10 \cdot \text{Log} \left[ \left( \frac{4\pi \cdot 37.568,038 \text{ Km}}{\left( \frac{c}{2.180,000 \text{ MHz}} \right)} \right)^2 \right] = 190,707 \text{ dB} \quad (4.138)$$

Potencia Isótropa radiada equivalente del satélite o potencia mínima de transmisión, considerando todas las pérdidas:

$$\frac{C}{T} = PIRE_{SAT} - PEL_{Sat-Lib} + \frac{G}{T} + \beta - M \quad (4.139)$$

Para el valor de latitud de la estación terrena del enlace ascendente Mad-Sat  $\beta = 1,979$ .

Para unas precipitaciones de 20 mm/hr, se obtiene un valor de  $M = 0,04 \text{ dB}$  en este caso.

$$PIRE_{SAT} = \frac{C}{T} + PEL_{Sat-Mad} - \frac{G}{T} - \beta + M = -163,74 \text{ dB/K} + 190,707 \text{ dB} - 25 \text{ dB/K} - 1,979 \text{ dB} + 0,04 \text{ dB} = 0,028 \text{ dBW} \quad (4.140)$$

La Reducción de potencia de salida (OBO) es:

$$OBO = PIRE_{satur} - PIRE_{SAT} = 20 \text{ dBW} - 0,028 \text{ dBW} = 19,972 \text{ dB} \quad (4.141)$$

La Reducción de potencia de entrada (IBO) es:

$$IBO = OBO + X = 19,972 \text{ dB} + 3 \text{ dB} = 22,972 \text{ dB} \quad (4.142)$$

Densidad de potencia del satélite o nivel de iluminación:

$$W = DEP - IBO = -80 \text{ dBW/m}^2 - 22,972 \text{ dB} = -102,972 \text{ dBW/m}^2 \quad (4.143)$$

Potencia isótropica radiada equivalente de la estación transmisora del uplink:

$$PIRE_{Mad-sat} = W + PEL_{Mad-sat} - G_{1m} - \beta_{Mad} + M_{Mad} \quad (4.144)$$

Donde

$$G_1(\text{dBi}) = \eta + 10 \cdot \text{Log} \left( \frac{4\pi}{\lambda^2} \right) = \eta + 10 \cdot \text{Log} \left( 4\pi \left( \frac{f}{c} \right)^2 \right) = 10 \cdot \text{Log}(0,85) + 10 \cdot \text{Log} \left( 4\pi \left( \frac{2.180,000 \text{ MHz}}{3 \cdot 10^8 \text{ m/s}} \right)^2 \right) = 27,513 \text{ dB} \quad (4.145)$$

Siendo  $\eta$  la eficiencia de la antena en dB. Por tanto:

$$PIRE_{Mad-sat} = -102,972 \text{ dBW/m}^2 + 189,915 \text{ dB} - 27,513 \text{ dB} - 1,979 \text{ dB} + 0,04 \text{ dB} = 57,491 \text{ dBW} \quad (4.146)$$

La ganancia máxima de la antena parabólica de la estación terrena para el enlace ascendente será función de su diámetro, frecuencia y eficiencia:

$$G_{max}(\text{dBi}) = 10 \cdot \text{Log} \left[ \eta_a \left( \frac{\pi D f}{c} \right)^2 \right] = 10 \cdot \text{Log} \left[ 0,85 \left( \frac{\pi \cdot 10 \text{ m} \cdot 2.180,000 \text{ MHz}}{3 \cdot 10^8 \text{ m/s}} \right)^2 \right] = 46,464 \text{ dB} \quad (4.147)$$

La potencia requerida por el amplificador de potencia será:

$$P_T = PIRE_{Mad-sat} - G_{TX} + L_{atim} = 57,491 \text{ dBW} - 46,464 \text{ dB} + 3 \text{ dB} = 14,027 \text{ dBW} \quad (4.148)$$

$$p_t = 25,275 \text{ W} \quad (4.149)$$

Para determinar la calidad del enlace se calcula la relación  $\frac{C}{T}$  tanto para el enlace ascendente como el descendente por separado.

Para el enlace ascendente:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{asc} = PIRE_{Mad-sat} - PEL_{Mad-sat} + \left(\frac{G}{T}\right)_{asc} + \beta_{Mad} - M_{Mad} = 57,471 \text{ dBW} - 189,915 \text{ dB} + (-8 \text{ dB/K}) + 1,979 \text{ dB} - 0,04 \text{ dB} = -138,505 \text{ dBW/K} \quad (4.150)$$

Para el enlace descendente:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{desc} = PIRE_{SAT} - PEL_{Sat-Mad} + \left(\frac{G}{T}\right)_{sist} + \beta_{Mad} - M_{Mad} = 10,747 \text{ dBW} - 190,707 \text{ dB} + (25 \text{ dB/K}) + 1,979 \text{ dB} - 0,04 \text{ dB} = -153,021 \text{ dBW/K} \quad (4.151)$$

La interferencia cocanal en el satélite se puede modelar como:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{coc,sat} = \frac{C}{I} + 10 \cdot \text{Log}(B) + 10 \cdot \text{Log}(k) = 17 + 10 \cdot \text{Log}(409,2 \text{ KHz}) - 228,6 \frac{\text{dBW}}{\text{K-Hz}} = -155,481 \text{ dB/K} \quad (4.152)$$

Donde  $\frac{C}{I} = 17 \text{ dB}$  se ha tomado como el objetivo de un valor de referencia.

La estimación de los productos de intermodulación en el satélite es la siguiente:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{IM,Sat} = PIRE_{Sat} - IM_{Sat} + 10 \cdot \text{Log}(500 \text{ KHz}) + 10 \cdot \text{Log}(k) = 10,747 \text{ dBW} - (-37 \text{ dB}) + 63,010 \text{ dB} - 228,6 \text{ dBW/K} - \text{Hz} = -123,863 \text{ dBW/K} \quad (4.153)$$

Donde  $IM_{Sat}$  es el valor especificado para el transpondedor del satélite para un ancho de banda dado.

El cálculo de la relación total  $\frac{C}{T}$  se haría como sigue:

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL}^{-1} = \left(\frac{C}{T}\right)_{desc}^{-1} + \left(\frac{C}{T}\right)_{asc}^{-1} + \left(\frac{C}{T}\right)_{M\text{ Sat}}^{-1} + \left(\frac{C}{T}\right)_{coc\text{ sat}}^{-1} = 157,490 \text{ dBW/K} \quad (4.154)$$

Por lo que

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} = -157,490 \text{ dBW/K} \quad (4.155)$$

Se observa que  $\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL}$  es mayor que la objetivo

$$\left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} = -157,490 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} > -163,74 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} \quad (4.156)$$

por lo que la tasa de error de bit será más baja que la tasa objetivo.

La relación portadora a ruido en el receptor será

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} = \left(\frac{C}{T}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(k) = -157,490 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} + 228,6 \frac{\text{dBW}}{\text{K}} - \text{Hz} = 71,11 \text{ dBW/Hz} \quad (4.157)$$

$$\frac{E_b}{N_0} = \left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(CR) = 71,11 \frac{\text{dBW}}{\text{Hz}} - 10 \cdot \text{Log}(512 \text{ KHz}) = 14,017 \text{ dBJ/Hz} \quad (4.158)$$

$$BER = Q\left(\sqrt{\frac{2E_b}{N_0}}\right) = 9,8246 \cdot 10^{-24} \text{ teóricamente} \quad (4.159)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_{TOTAL} = \left(\frac{C}{N_0}\right)_{TOTAL} - 10 \cdot \text{Log}(B) = 71,11 \frac{\text{dBW}}{\text{Hz}} - 10 \cdot \text{Log}(409,2 \text{ KHz}) = 14,99 \text{ dB} \quad (4.160)$$

La diferencia entre la relación portadora ruido objetivo y la real es:

$$\left(\frac{C}{N}\right) - \left(\frac{C}{N}\right)_{TOTAL} = 8,741 \text{ dB} - 14,99 \text{ dB} = -6,249 \text{ dB} \quad (4.161)$$

Para ahorrar energía, es preciso disminuir en ese valor de la diferencia la potencia isotrópica radiada equivalente de la estación transmisora del enlace ascendente Mad-Sat:

$$PIRE_{Mad-sat} = 57,471 \text{ dBW} - 6,249 \text{ dB} = 51,221 \text{ dBW} \quad (4.162)$$

Y disminuir en consonancia la potencia del transmisor:

$$P_T = 14,027 \text{ dBW} - 6,249 \text{ dB} = 7,778 \text{ dBW} \quad (4.163)$$

$$p_T = 5,995 \text{ W}$$

E igualmente hay que disminuir la potencia isotrópica radiada equivalente del satélite en la misma medida:

$$PIRE_{SAT} = 0,028 \text{ dBW} - 6,249 \text{ dB} = -6,221 \text{ dBW}$$

$$OBO = 19,972 \text{ dB} - 6,249 \text{ dB} = 13,723 \text{ dB}$$

$$IBO = 22,972 \text{ dB} - 6,249 \text{ dB} = 16,723 \text{ dB}$$

$$W = -102,972 \frac{\text{dBW}}{\text{m}^2} + 6,249 \text{ dB} = -96,723 \frac{\text{dBW}}{\text{m}^2}$$

## 5 CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

### 5.1 Conclusiones

Como conclusiones del presente trabajo fin de máster se podrían enumerar las siguientes:

Se ha resuelto, a nivel teórico, con datos típicos y otros procedentes de especificaciones técnicas o calculados el diseño de un sistema de comunicaciones por satélite cuyas líneas generales de diseño podrían satisfacer requisitos del Sistema Español de Telecomunicaciones Militares por Satélite (SECOMSAT), con énfasis en los aspectos relativos a las telecomunicaciones, pero atendiendo al resto de factores.

En particular se han expuesto consideraciones válidas para el diseño del segmento terreno y segmento espacial para un sistema con cobertura en las bandas UHF, S, X y Ka.

Las posibilidades de aplicación de un proyecto de esta clase podrían abarcar el diseño, construcción y despliegue de una constelación de satélites geostacionarios con requisitos actualizados sobre los de la red actual (SPAINSAT y XTAR-EUR), lo cual coincide con las intenciones del Ministerio de Defensa y la empresa estatal HISDESAT, que están desarrollando una nueva generación de satélites en este sentido que reforzará la implantación de la infraestructura integrada de información de la Defensa (I3D), mediante valiosas inversiones.

Se han cubierto los objetivos del TFM, consistentes en mostrar las líneas generales de mayor importancia en el diseño de un sistema estratégico de comunicaciones por satélite que hipotéticamente pudiera ser de utilidad para el SECOMSAT español, cubriendo los siguientes aspectos relacionados:

- a. La geometría de los enlaces por satélite, con especial énfasis a los geostacionarios, por su carácter estratégico y tendencia de uso actual.
- b. Las posiciones orbitales y la gestión del espectro electromagnético, explicando la necesidad de esta gestión e introduciendo las organizaciones más directamente involucradas en el ámbito de la Defensa.
- c. Elementos principales del segmento espacial, explicando los componentes principales de una nave espacial de comunicaciones desde la órbita geostacionaria, con especial énfasis en los aspectos de telecomunicaciones.
- d. Elementos principales del segmento terreno, considerándolo como un conjunto más amplio que únicamente los terminales satélite terrestres.
- e. Se ha realizado el cálculo del balance de enlace satélite geostacionario, atendiendo a los requisitos necesarios para las comunicaciones en las bandas UHF, S, X y Ka.
- f. Se han comentado conceptos a tener en cuenta en lo relativo a la seguridad y ciberseguridad en los sistemas de comunicaciones por satélite, en general.
- g. Se han explicado las fases de un proyecto de diseño e implantación de un sistema de comunicaciones por satélite.

### 5.2 Líneas futuras

Como líneas futuras se podría avanzar en el conocimiento del diseño de redes de sistemas de telecomunicaciones basados en constelaciones de satélites, incluyendo, además de los geostacionarios, también los de órbita terrestre baja (LEO), para dar servicio de Internet, redes IP de tipo “nube” que pueden ser utilidad estratégica y táctica, a tenor de las lecciones aprendidas de los conflictos más actuales (Gaza, Ucrania, Siria, etc.).

Sería posible profundizar en los aspectos de ciberdefensa de redes de satélites geostacionarios, la seguridad de las operaciones, las amenazas procedentes del ciberespacio y las posibilidades de maniobra en el quinto dominio de las operaciones militares hacia los activos espaciales para evaluar de forma

activa su seguridad, con el eventual apoyo, por ejemplo mediante prácticas en la organización si fuera posible, del operador estatal (Hisdesat), del Mando Conjunto del Ciberespacio (MCCE) del EMAD y del Centro de Sistemas de Tecnologías de la Información y las Comunicaciones (CESTIC).

Se podría estudiar los aspectos de vulnerabilidades del sistema de cifrado de las comunicaciones (telecontrol y servicio de comunicaciones) en particular en lo relativo a las posibilidades y riesgos que la computación y el cifrado cuánticos podrían traer consigo.

Las amenazas de los conflictos de gran intensidad también darían pie a que otra línea futura de ampliación pudiera ser relativa al mantenimiento de servicios de comunicaciones por satélite en entornos de riesgo de explosiones nucleares a gran altitud (HANE), lo que aconsejaría establecer altos grados de redundancia en la arquitectura de la red de comunicaciones por satélite e incorporar condicionantes adicionales a los requisitos de diseño de las plataformas espaciales y segmento terreno.

Por último, se podría mencionar como posible línea futura de trabajo el estudio de la aplicación de tecnologías de comunicaciones ópticas o láser tanto entre satélites en órbita, para realizar proceso y conmutación a bordo, así como para comunicaciones de muy alta velocidad entre el segmento terreno y el segmento espacial. Esto puede cobrar especial importancia con la extensión de las redes 5 G y la necesidad de proporcionar bajas latencias y capacidad de proceso en el borde de la red, lo que podría ser aún más crítico con el futuro advenimiento de las redes 6G.

## 6 BIBLIOGRAFÍA

- [1] C. H. Santos, «Los sistemas espaciales de comunicaciones por satélite,» *Memorial Ingenieros Politécnicos*, nº 6, p. 23, 2019.
- [2] C. H. Santos, «Los sistemas espaciales de comunicaciones por satélite,» *Memorial de Ingenieros Politécnicos*, nº 6, p. 31, 2019.
- [3] J. M. G. Montaña, «Sistemas espaciales para la Defensa,» *Revista Española de Defensa*, nº enero 2018, p. 40, 2018.
- [4] TS2 SPACE, Marcin Frąckiewicz. LIM Center, XVI floor, Aleje Jerozolimskie 65/79, PL 00-697 Warsaw, Poland, «La evolución de la comunicación por satélite: una breve historia,» 30 junio 2023. [En línea]. Available: <https://ts2.space/es/la-evolucion-de-la-comunicacion-por-satelite-una-breve-historia/>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [5] A. Zak, "Popular Mechanics," Hearst Magazine Media, Inc., 04 octubre 2017. [Online]. Available: <https://www.popularmechanics.com/space/satellites/news/a28496/how-sputnik-worked/>. [Accessed 05 enero 2024].
- [6] Aerobib, servidor web de la Biblioteca de la Escuela de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio, Universidad Politécnica de Madrid, «50º aniversario del Sputnik,» 11 octubre 2007. [En línea]. Available: <http://aerobib.aero.upm.es/Sputnik/radiocomunicaciones.htm>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [7] Europa Press Ciencia, «Cienciaplus,» 06 abril 2020. [En línea]. Available: <https://www.europapress.es/ciencia/misiones-espaciales/noticia-cumplen-55-anos-primer-satelite-comunicaciones-comercial-20200406144540.html>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [8] Steven F. Udvar-Hazy Center | National Air and Space Museum, «Meet Intelsat1,» Intelsat, 2024. [En línea]. Available: <https://www.intelsat.com/homepage/about-us/our-story/meet-intelsat-1/>. [Último acceso: 2024 enero 05].
- [9] María Jesús Hernández. La Provincia. Diario de Las Palmas, «El lanzamiento del satélite Minisat-01 desde Gran Canaria cumple 16 años,» 13 abril 2021. [En línea]. Available: <https://www.laprovincia.es/sociedad/2013/04/21/lanzamiento-satelite-minisat-01-gran-10446151.html>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [10] eoPortal Powered by ESA, «eoPortal,» Herbert J. Kramer, 12 junio 2012. [En línea]. Available: <https://www.eoportal.org/other-space-activities/minisat-01#minisat-01>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [11] Hispasat, «blog.hispasat.com,» 13 septiembre 2022. [En línea]. Available: <https://blog.hispasat.com/es/articulo/116/hispasat-1a-30-anos-sin-parar-de-sonar>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [12] Infodefensa.com, «Defensa adquirirá nuevos terminales satelitales sobre plataformas terrestres,» 18 marzo 2019. [En línea]. Available: <https://www.infodefensa.com/texto-diario/mostrar/3130310/defensa-adquirira-nuevos-terminales-satelitales-sobre-plataformas-terrestres>. [Último acceso: 06 enero 2024].

- [13] José M<sup>a</sup> Navarro García. Defensa.com, «Aicox Soluciones suministrará terminales satelitales para plataformas terrestres y navales al Ministerio de Defensa,» 13 noviembre 2023. [En línea]. Available: <https://www.defensa.com/espana/aicox-soluciones-suministrara-terminales-satelitales-para>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [14] Wikipedia, «Wikipedia. La Enciclopedia libre. XTAR-EUR,» 04 mayo 2022. [En línea]. Available: <https://es.wikipedia.org/wiki/XTAR-EUR>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [15] HISDESAT, «HISDESAT Y XTAR COMPLETAN LA OPERACIÓN DE ADQUISICIÓN DEL SATÉLITE XTAR-EUR,» 31 julio 2020. [En línea]. Available: [https://www.hisdesat.es/nota\\_prensa/hisdesat-y-xtar-completan-la-operacion-de-adquisicion-del-satelite-xtar-eur/](https://www.hisdesat.es/nota_prensa/hisdesat-y-xtar-completan-la-operacion-de-adquisicion-del-satelite-xtar-eur/). [Último acceso: 06 enero 2024].
- [16] XTAR Fighting SATCOM, «XTAR EUR 29° E,» 2024. [En línea]. Available: [https://xtar.com/pdfs/EUR\\_data22.pdf](https://xtar.com/pdfs/EUR_data22.pdf). [Último acceso: 06 enero 2024].
- [17] HISDESAT, «HISDESAT-Satélites-Comunicaciones Seguras - XTAR-EUR,» 06 enero 2024. [En línea]. Available: [https://www.hisdesat.es/satelites\\_comunic-xtar/](https://www.hisdesat.es/satelites_comunic-xtar/). [Último acceso: 06 enero 2024].
- [18] Arianespace. ArianeGROUP, «The XTAR-EUR satellite begins final pre-launch preparations at the Spaceport,» 06 octubre 2004. [En línea]. Available: <https://www.arianespace.com/mission-update/the-xtar-eur-satellite-begins-final-pre-launch-preparations-at-the-spaceport/>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [19] HISDESAT, «Hisdesat - Satélites - Comunicaciones Seguras - Spainsat,» 06 enero 2024. [En línea]. Available: [https://www.hisdesat.es/satelites\\_comunic-spainsat/](https://www.hisdesat.es/satelites_comunic-spainsat/). [Último acceso: 06 enero 2024].
- [20] Space Daily. Your portal to space., «Spainsat Arrives At The Spaceport For Ariane 5 Dual-Passenger Mission,» 03 febrero 2006. [En línea]. Available: [https://www.spacedaily.com/reports/Spainsat\\_Arrives\\_At\\_The\\_Spaceport\\_For\\_Ariane\\_5\\_Dual\\_Passenger\\_Mission.html](https://www.spacedaily.com/reports/Spainsat_Arrives_At_The_Spaceport_For_Ariane_5_Dual_Passenger_Mission.html). [Último acceso: 06 enero 2024].
- [21] Wikipedia La Enciclopedia Libre, «Spainsat,» 21 diciembre 2023. [En línea]. Available: <https://es.wikipedia.org/wiki/Spainsat>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [22] José Antonio Morán, Carlos Mozo Sánchez. Universidad Abierta de Cataluña (UOC), «El 5G por satélite: la nueva revolución en las telecomunicaciones.,» 07 septiembre 2023. [En línea]. Available: <https://blogs.uoc.edu/informatica/5g-por-satelite-nueva-revolucion-telecomunicaciones/>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [23] HISDESAT, «Hisdesat - Satélites - Comunicaciones seguras - Programa Spainsat NG -,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.hisdesat.es/c-seguras/programa-spainsat-ng/>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [24] Airbus, «Airbus Media Centre,» 06 mayo 2019. [En línea]. Available: <https://mediacentre.airbus.com/element?id=524083>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [25] Airbus, «Eurostar Series,» 2024. [En línea]. Available: <https://www.airbus.com/en/space/telecom/eurostar-series>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [26] Thales Alenia Space. A Thales / Leonardo Company, «El módulo de comunicaciones del satélite SPAINSAT NG-I enviado desde Madrid a Toulouse,» 06 junio 2023. [En línea]. Available:

- [https://www.thalesgroup.com/es/el-mundo/space/press\\_release/el-modulo-comunicaciones-del-satelite-spainsat-ng-i-enviado-desde](https://www.thalesgroup.com/es/el-mundo/space/press_release/el-modulo-comunicaciones-del-satelite-spainsat-ng-i-enviado-desde). [Último acceso: 06 enero 2024].
- [27] Naciones Unidas. Oficina de las Naciones Unidas en Ginebra, «La ONU en Ginebra,» 2024. [En línea]. Available: <https://www.ungeneva.org/es/about/organizations/itu>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [28] ITU-R, «Cost recovery invoices for satellite networks filings,» 06 enero 2024. [En línea]. Available: [https://www.itu.int/net/ITU-R/space/costrec/free\\_ent.asp](https://www.itu.int/net/ITU-R/space/costrec/free_ent.asp). [Último acceso: 07 enero 2024].
- [29] ITU-R, «BR IFIC (Space services),» enero 2024. [En línea]. Available: <https://www.itu.int/ITU-R/go/space-brific/en>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [30] ITU-R, «API - Advance Publication Information,» 2024. [En línea]. Available: <https://www.itu.int/en/ITU-R/space/Pages/API.aspx>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [31] Unión Internacional de Telecomunicaciones, «Radiocommunication Sector (ITU-R),» 2023. [En línea]. Available: [https://www.itu.int/net/ITU-R/space/costrec/free\\_ent.asp](https://www.itu.int/net/ITU-R/space/costrec/free_ent.asp). [Último acceso: 30 diciembre 2023].
- [32] Daniel González Cappa. BBC News Mundo., «Efecto "tirachinas",» 24 diciembre 2021. [En línea]. Available: <https://www.bbc.com/mundo/noticias-59729006>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [33] West East Space, «geostationary transfer orbit,» 20 febrero 2020. [En línea]. Available: <https://westeastspace.com/encyclopedia/geostationary-transfer-orbit/#:~:text=A%20geosynchronous%20transfer%20orbit%20or%20geostationary%20transfer%20orbit,geosynchronous%20or%20geostationary%20orbit%20using%20high-thrust%20chemical%20engines..> [Último acceso: 06 enero 2024].
- [34] Nicolas Faber, Andrea Aresini, Pascal Wauthier, Philippe Francken. SES Astra S.A., Grand-Duchy of Luxembourg, Observatory of Strasbourg, France, «ntrs.nasa.gov,» 22 septiembre 2015. [En línea]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20080012643/downloads/20080012643.pdf>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [35] eoPortal. Powered by ESA., «Ariane 6: ESA Space Transportation Program,» 25 enero 2015. [En línea]. Available: <https://www.eoportal.org/other-space-activities/ariane-6#facilities>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [36] Didier Capdevila. CAPCOM ESPACE, «ARIANE 6. Caracteristiques d'Ariane 6,» 2015. [En línea]. Available: [http://www.capcomespace.net/dossiers/espace\\_europeen/ariane/ariane6/caracteristiques.htm](http://www.capcomespace.net/dossiers/espace_europeen/ariane/ariane6/caracteristiques.htm). [Último acceso: 06 enero 2024].
- [37] Gerard Maral. Ecole Nationale Supérieure des Télécommunications, Site de Toulouse, France, «2.3.8.2 Correction procedures,» de *VSAT Networks. Second Edition*, West Sussex PO19 8SQ, England, John Wiley & Sons, Limited, 2003, p. 76.
- [38] Rohde & Schwarz | Application Note Ground Station Testing On Satellites In Orbit, «Pruebas de satélites en órbita desde la estación terrestre,» 29 octubre 2021. [En línea]. Available: [https://scdn.rohde-schwarz.com/ur/pws/dl\\_downloads/dl\\_application/application\\_notes/1ma263/1MA263\\_4e\\_GS\\_On\\_Orbit\\_SAT\\_Tst.pdf](https://scdn.rohde-schwarz.com/ur/pws/dl_downloads/dl_application/application_notes/1ma263/1MA263_4e_GS_On_Orbit_SAT_Tst.pdf). [Último acceso: 06 enero 2024].

- [39] José María Hernando Rábanos. Catedrático del Departamento de Señales, Sistemas y Radiocomunicaciones. Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Telecomunicación. Universidad Politécnica de Madrid., «6.4 Geometría del enlace por satélite.» de *Transmisión por Radio*, Madrid, Editorial Centro de Estudios Ramón Areces, 1993, p. 438.
- [40] José María Hernando Rábanos. Catedrático del Departamento de Señales, Sistemas y Radiocomunicaciones. Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Telecomunicación. Universidad Politécnica de Madrid., «6.4.4 Eclipses de satélite y conjunción con el Sol,» de *Transmisión por Radio*, Madrid, Editorial Centro de Estudios Ramón Areces, 1993, p. 444.
- [41] Yoola Hwang & Byoung-Sun Lee Electronics and Telecommunications Research Institute, 218 Gajeong-ro, Yuseong-gu, Daejeon 34129, Republic of Korea., «American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Monitoring of geostationary-earth-orbiter satellite thruster efficiency,» 2018. [En línea]. Available: <https://arc.aiaa.org/doi/pdfplus/10.2514/6.2018-2323>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [42] Evencio Mediavilla y José Benjamín Navarro García. COSMOEDUCA. Instituto de Astrofísica de Canarias, «Relatividad. Relatividad Especial.» COSMOEDUCA. Instituto de Astrofísica de Canarias., 2024. [En línea]. Available: <https://outreach.iac.es/cosmoeduca/relatividad/anexos/movimientos.htm>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [43] Kumar Singarajah, Dr Mahmood Zonoozi, Dr Mohaned Juwad. Avanti., «Enabling access to the spectrum & orbit resources. Page 10.» de *ITU Workshop On The Efficient Use of The Spectrum / Orbit Resource Limassol, Cyprus - 14-16 April 2014*, Limassol, Cyprus, 2014.
- [44] Eric Johnston. SSL Ltd., «Satellite Internet. Satellite Signals.» 18 octubre 2021. [En línea]. Available: <https://www.satsig.net/latency.htm>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [45] S. Frey and S. Lemmens. European Space Agency, Germany., «Status of the Space Environment: Current Level of Adherence to the Space Debris Mitigation Policy,» *Journal of the British Interplanetary Society*, vol. Agosto, nº 70, p. 121, 2017.
- [46] Wikipedia La Enciclopedia Libre, «Órbita de Mólniya,» Wikipedia La Enciclopedia Libre., 05 diciembre 2023. [En línea]. Available: [https://es.wikipedia.org/wiki/%C3%93rbita\\_de\\_M%C3%B3lniya](https://es.wikipedia.org/wiki/%C3%93rbita_de_M%C3%B3lniya). [Último acceso: 06 enero 2024].
- [47] Koen Williams. Satelliteprom.com, «Working with inclined orbits: Creating a viable solution.» 11 marzo 2012. [En línea]. Available: <https://satelliteprom.com/tech-features/working-with-inclined-orbits-creating-a-viable-solution/#:~:text=The%20inclined%20satellites%20provide%20a%20good%20alternative%20to,t%20put%20the%20satellite%20in%20an%20inclined%20orbit..> [Último acceso: 06 enero 2024].
- [48] Gérard Maral. Ecole Nationale Supérieure des Télécommunications, Site de Toulouse France. , «2.3.2 Launching the satellite,» de *VSAT Networks. Second Edition*, The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex PO19 8SQ, England, John Wiley & Sons Ltd., 2003, p. 65.
- [49] Gerard Maral. Ecole Nationale Supérieure des Télécommunications, Site de Toulouse, France, «2.1.3 Coverage,» de *VSAT Networks. Second Edition*, West Sussex PO19 8SQ, England, John Wiley & Sons, Limited, 2003, pp. 52 - 53.
- [50] Jose María Hernando Rábanos. Catedrático del Departamento de Señales, Sistemas y Radiocomunicaciones. Escuela Técnica Superior de Ingenieros de Telecomunicación. Universidad Politécnica de Madrid., «6.4.2 Cobertura geométrica.» de *Transmisión por Radio.*, Madrid, Editorial Centro de Estudios Ramón Areces, 1993, p. 440.

- [51] Cloud Brain Think Tank., «Características de desarrollo de la plataforma satelital SSL-1300 de Loral Systems de Estados Unidos,» 21 febrero 2022. [En línea]. Available: <https://www.eet-china.com/mp/a112200.html>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [52] Annie Sennet-Cassity. Saft, «Satellite batteries must offer function and evolution,» 01 agosto 2008. [En línea]. Available: <https://www.electronicproducts.com/satellite-batteries-must-offer-function-and-evolution/>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [53] EADS Sodern., «SatCatalog,» 2024. [En línea]. Available: <https://www.satcatalog.com/component/std-16/>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [54] Honeywell Aerospace Technologies, «GG1320AN Digital Ring Laser Gyroscope,» 2024. [En línea]. Available: <https://aerospace.honeywell.com/us/en/products-and-services/product/hardware-and-systems/sensors/gg1320an-digital-ring-laser-gyroscope>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [55] Samuel M. Goldwasser. Sci. Electronics. Repair., «Sam's Laser FAQ,» 2022. [En línea]. Available: <https://www.repairfaq.org/sam/laserpic/rlgpics.htm>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [56] Susana Cortés Borgmeyer. Ariane Group Orbital Propulsion TAUFKIRCHEN GERMANY, «Chemical Orbital Propulsion Module. Unified Propulsion Systems,» 2023. [En línea]. Available: <https://space-propulsion.com/brochures/propulsion-systems/orbital-propulsion-module.pdf>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [57] susana Cortés Borgmeyer. ARIANEGROUP. Orbital Propulsion. Taufkirchen Germany, «Electric Propulsion systems and Components. Radiofrequency Ion Propulsion for Orbit Raising, Station Keeping and Deep Space Missions.,» 2023. [En línea]. Available: <https://space-propulsion.com/brochures/electric-propulsion/electric-propulsion-thrusters.pdf>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [58] Instituto Universitario de Microgravedad Ignacio Da Riba. Universidad Politécnica de Madrid, «UPM-Sat 2. Control Térmico,» 2023. [En línea]. Available: <https://www.idr.upm.es/index.php/es/upm-sat2?view=article&id=33:control-termico&catid=12>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [59] Information Technology Laboratory. National Institute of Standards and Technology. Department of Commerce. EE.UU., «Advanced Encryption Standard (AES). Federal Information Processing Standards Publication FIPS 197.,» 09 mayo 2023. [En línea]. Available: <https://doi.org/10.6028/NIST.FIPS.197-upd1>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [60] Centro Criptológico Nacional, «Guía de Seguridad de las TIC. CCN-STIC 221. Guía de Mecanismos Criptográficos autorizados por el CCN.,» marzo 2023. [En línea]. Available: <https://www.ccn-cert.cni.es/es/series-ccn-stic/guias-de-acceso-publico-ccn-stic/6954-ccn-stic-221-guia-de-mecanismos-criptograficos-autorizados-por-el-ccn-1/file?format=html>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [61] Y. L. G. Z. H. W. X. G. a. H. W. X. Zhou, «Design of X-Band Miniature Balanced Limiter-Low Noise Amplifier Chip.,» de *2018 International Conference on Microwave and Millimeter Wave Technology (ICMMT)*., Chengdu, China, 2018.
- [62] Orbital Research Trademark, «Wideband Ka-Band LNA,» 2022. [En línea]. Available: <https://orbitalresearch.net/product/wideband-ka-band-lna/>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [63] Orbital Research Trademark., «Ka-Band BDC with Fixed Local Oscillators,» 2022. [En línea]. Available: [https://orbitalresearch.net/product/ka-bdc-fixed-oscillator/#Product\\_Specs](https://orbitalresearch.net/product/ka-bdc-fixed-oscillator/#Product_Specs). [Último acceso: 06 enero 2024].

- [64] C. M. Armstrong, «The quest for the ultimate vacuum tube. IEEE Spectrum for the Technology insider.» 24 noviembre 2015. [En línea]. Available: <https://spectrum.ieee.org/the-quest-for-the-ultimate-vacuum-tube>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [65] Néstor Arias. Instituto de Ingeniería Eléctrica. Cátedras Facultad de Ciencias Exactas y Tecnología de la Universidad Nacional de Tucumán, Argentina., «Antenas con reflectores parabólicos.» 09 2019. [En línea]. Available: <https://www.catedras.facet.unt.edu.ar/labtel/wp-content/uploads/sites/99/2016/09/Antenas-con-reflectores-parabolicos-Arias.pdf>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [66] Satellite Signals Limited, 2013, «Satellite beam design. Satellite Signals,» Satellite Signals Limited , 14 diciembre 2023. [En línea]. Available: <https://www.satsig.net/satellite/satellite-beam-design.htm>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [67] G. W. Stimson, Introduction to Airborne Radar Second Edition, Hong Kong: SciTech Publishing Incorporated., 1998.
- [68] CISCO Press Release, «Cisco's Space Router Successfully Operates in Orbit,» 18 enero 2010. [En línea]. Available: <https://newsroom.cisco.com/c/r/newsroom/en/us/a/y2010/m01/cisco-s-space-router-successfully-operates-in-orbit.html>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [69] Infodefensa.com, «Astrium y Cisco estudian el uso de redes de telecomunicaciones espaciales con Protocolo Internet IP,» 02 septiembre 2010. [En línea]. Available: <https://www.infodefensa.com/texto-diario/mostrar/3146576/astrium-cisco-estudian-redes-telecomunicaciones-espaciales-protocolo-internet-ip>. [Último acceso: 06 01 2024].
- [70] Wikipedia La Enciclopedia Libre, «Internet Routing in Space,» 05 diciembre 2021. [En línea]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Internet\\_Routing\\_in\\_Space](https://en.wikipedia.org/wiki/Internet_Routing_in_Space). [Último acceso: 06 enero 2024].
- [71] 9 L3Harris Technologies, Inc., «L3HARRIS FALCON III(R) AN/PRC-117G(V)1(C) Multiband Networking Manpack Radio,» octubre 2019. [En línea]. Available: <https://www.l3harris.com/sites/default/files/2021-01/cs-tcom-an-prc-117g-multiband-networking-manpack-radio-datasheet.pdf>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [72] United States Department of Defense., «nteroperability Standard for UHF SATCOM DAMA Orderwire Messages and Protocols. (Revision B Notice 1 - Validation). (2020). Washington DC, United States: United States Department of Defense,» 09 septiembre 2022. [En línea]. Available: <https://publishers.standardstech.com/content/military-dod-mil-std-188-182/>. [Último acceso: 30 diciembre 2023].
- [73] Amazon Web Services, Inc., «AWS Ground Station,» 2023. [En línea]. Available: <https://aws.amazon.com/es/ground-station/>. [Último acceso: 06 enero 2024].
- [74] E. S. C. a. U. o. C. L. A. Bernard Sklar. The Aerospace Corporation, Digital Communications. Fundamentals and Applications, New Jersey: Prentice Hall International Editions., 1998.
- [75] Gerard Maral. Ecole Nationale Supérieure des Télécommunications, Site de Toulouse, France, «5.2.3 Uplink path Loss,» de *VSAT Networks. Second Edition*, West Sussex PO19 8SQ, England, John Wiley & Sons, Limited, 2003, p. 189.
- [76] A. J. S. J.A. BAva, «5-6 Cálculo de Enlace. Aspectos prácticos,» de *Microondas y Recepción Satelital*, Buenos Aires, Editorial Hispano Americana S.A., 1995, p. 187.

- [77] Everardo Inzunza González, Pablo A. Rousseau Figueroa, David. A. Hernández Robles., «Software Educativo para el Análisis y Diseño de Enlaces de Telecomunicación por Satélite,» *Sistemas, Cibernética e Informática.*, vol. 2, nº 2, p. 83, 2023.
- [78] Unión Internacional de Telecomunicaciones (publicaciones), «Radiocommunication Sector (ITU-R),» 2023. [En línea]. Available: [https://www.itu.int/net/ITU-R/space/costrec/publication.asp?sel\\_adm=E](https://www.itu.int/net/ITU-R/space/costrec/publication.asp?sel_adm=E). [Último acceso: 30 diciembre 2023].
- [79] «Web de La Moncloa,» [En línea]. Available: <http://www.lamoncloa.gob.es>. [Último acceso: 13 enero 2015].
- [80] P. Martínez y A. García, *Cómo escribir una buena memoria de TFG*, Publicaciones del 2000, 2013.
- [81] A. Pérez, *Cómo escribir una bibliografía*, Nuevas publicaciones.
- [82] J. Rodríguez y V. Fernández, *Cómo redactar el estado del arte de un trabajo*, Editorial Genios, 2010.

## ANEXO I: LISTA DE RESERVAS REALIZADAS (2021-2023).

País	Satélite	Fecha recepción	Categoría	Número	Fecha reserva	Fecha efectiva reserva	Importe	Pago recibido
E	3CAT5A	14.02.2020	N4	6100036067	21.05.2020	21.11.2020	7030 CHF	YES
E	3CAT5A	05.08.2019	N4	6100035371	18.02.2020	18.08.2020	7030 CHF	YES
E	3CAT5B	05.08.2019	N4	6100035372	18.02.2020	18.08.2020	7030 CHF	YES
E	3CAT5B	14.02.2020	N4	6100036068	21.05.2020	21.11.2020	7030 CHF	YES
E	ANSER	19.05.2020	A1	6100036730	06.08.2020	06.02.2021	570 CHF	YES
E	DEIMOS-2	18.05.2020	N4	6100037370	05.11.2020	05.05.2021	7030 CHF	YES
E	FOSSASAT-2E	24.02.2022	A1	6100041742	17.03.2022	17.09.2022	570 CHF	YES
E	FOSSASAT-2E	15.07.2021	A1	6100040244	30.09.2021	30.03.2022	570 CHF	YES
E	FOSSASAT-2E	11.08.2022	A1	6100043260	23.09.2022	23.03.2023	570 CHF	YES
E	FOSSASAT-2E	23.12.2022	A1	6100044406	23.02.2023	23.08.2023	570 CHF	YES
E	HISPASAT-1-10.25W	31.07.2020	C3	6100037070	24.09.2020	24.03.2021	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-12.5W	31.08.2022	C3	6100043558	20.10.2022	20.04.2023	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-131W	10.02.2021	C3	6100039284	27.05.2021	27.11.2021	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-152.5W	30.04.2020	C2	6100036354	25.06.2020	25.12.2020	24620 CHF	YES
E	HISPASAT-1-22W	31.08.2022	C3	6100043557	20.10.2022	20.04.2023	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-26W	31.07.2020	C3	6100037071	24.09.2020	24.03.2021	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-36W	29.07.2021	P1	6100040102	09.09.2021	09.03.2022	28870 CHF	YES
E	HISPASAT-1-36W	29.07.2021	P1	6100040101	09.09.2021	09.03.2022	28870 CHF	YES
E	HISPASAT-1-39W	07.07.2020	C3	6100036980	10.09.2020	10.03.2021	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-45E	31.07.2020	C3	6100037072	24.09.2020	24.03.2021	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-52.5W	31.07.2020	C3	6100037073	24.09.2020	24.03.2021	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-58.5W	30.09.2020	C3	6100037545	26.11.2020	26.05.2021	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-61W	22.05.2020	P1	6100037501	19.11.2020	19.05.2021	28870 CHF	YES
E	HISPASAT-1-61W	22.05.2020	P1	6100037502	19.11.2020	19.05.2021	28870 CHF	YES

Tabla 0-1 Lista de reservas realizadas en el periodo 2021 a 2023 para redes por satélite (tomada de [78]).

País	Satélite	Fecha recepción	Categoría	Número	Fecha reserva	Fecha efectiva reserva	Importe	Pago recibido
E	HISPASAT-1-61W	29.03.2023	P2	6100044990	11.05.2023	11.11.2023	11550 CHF	YES
E	HISPASAT-1-61W	29.03.2023	P1	6100044991	11.05.2023	11.11.2023	28870 CHF	YES
E	HISPASAT-1-74W	24.06.2020	P4	6100037274	22.10.2020	22.04.2021	25350 CHF	YES
E	HISPASAT-1-77W	30.09.2020	C3	6100037546	26.11.2020	26.05.2021	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-78E	31.08.2022	C3	6100043726	17.11.2022	17.05.2023	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-1-79W	17.12.2021	C3	6100041340	03.02.2022	03.08.2022	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-20A	16.12.2020	N1	6100038606	18.03.2021	18.09.2021	30910 CHF	YES
E	HISPASAT-2-10.25W	08.02.2023	P4	6100045148	25.05.2023	25.11.2023	25350 CHF	YES
E	HISPASAT-2-152.5W	30.06.2021	P4	6100040732	09.12.2021	09.06.2022	25350 CHF	YES
E	HISPASAT-2-26W	10.02.2021	P1	6100038667	25.03.2021	25.09.2021	28870 CHF	YES
E	HISPASAT-2-26W	10.02.2021	P1	6100038668	25.03.2021	25.09.2021	28870 CHF	YES
E	HISPASAT-2-30W	18.08.2023	C3	6100045970	21.09.2023	21.03.2024	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-2-36W	29.04.2022	P4	6100042422	09.06.2022	09.12.2022	25350 CHF	YES
E	HISPASAT-2-39W	29.08.2022	C3	6100043554	20.10.2022	20.04.2023	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-2-52.5W	29.04.2022	P4	6100042423	09.06.2022	09.12.2022	25350 CHF	YES
E	HISPASAT-2-58.5W	30.08.2022	C3	6100043556	20.10.2022	20.04.2023	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-2-61W	30.06.2021	C3	6100040214	30.09.2021	30.03.2022	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-2-74W	30.09.2020	C3	6100037547	26.11.2020	26.05.2021	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-2-77W	31.08.2022	C3	6100043559	20.10.2022	20.04.2023	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-3-36W	18.08.2023	C3	6100045969	21.09.2023	21.03.2024	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-3-52.5W	29.08.2022	C3	6100043555	20.10.2022	20.04.2023	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-3-58.5W	18.08.2023	P4	6100046086	05.10.2023	05.04.2024	25350 CHF	YES
E	HISPASAT-37A	11.11.2022	P2	6100043943	15.12.2022	15.06.2023	11550 CHF	YES

**Tabla 0-2 (Cont.) Lista de reservas realizadas en el periodo 2021 a 2023 para redes por satélite (tomada de [78]).**

País	Satélite	Fecha recepción	Categoría	Número	Fecha reserva	Fecha efectiva reserva	Importe	Pago recibido
E	HISPASAT-37A	11.11.2022	P1	6100043944	15.12.2022	15.06.2023	28870 CHF	YES
E	HISPASAT-4-52.5W	08.02.2023	P4	6100045147	25.05.2023	25.11.2023	25350 CHF	YES
E	HISPASAT-95A	18.12.2019	P4	6100035444	27.02.2020	27.08.2020	25350 CHF	YES
E	HISPASAT-98A	18.12.2019	C3	6100035503	05.03.2020	05.09.2020	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-99A	18.12.2019	C3	6100035504	05.03.2020	05.09.2020	33467 CHF	YES
E	HISPASAT-LEO-ATL-A	05.06.2023	A1	6100045823	31.08.2023	29.02.2024	570 CHF	NO
E	HISPASAT-LEO-ATL-C	05.06.2023	C2	6100045968	21.09.2023	21.03.2024	24620 CHF	YES
E	HISPASAT-LEO-BB-1	03.12.2020	C2	6100039283	27.05.2021	27.11.2021	24620 CHF	YES
E	HISPASAT-LEO-BB-2	18.03.2021	C1	6100039951	19.08.2021	19.02.2022	20560 CHF	YES
E	HISPASAT-LEO-BB-2	23.12.2021	C1	6100041722	17.03.2022	17.09.2022	20560 CHF	YES
E	HISPASAT-LEO-NB	14.11.2019	C1	6100035502	05.03.2020	05.09.2020	20560 CHF	YES
E	HISPASAT-LEO-NB-2	24.06.2020	A1	6100037104	01.10.2020	01.04.2021	570 CHF	YES
E	HISPASAT-LEO-NB-3	13.09.2022	C2	6100043725	17.11.2022	17.05.2023	24620 CHF	YES
E	HISPASAT-LEO-QV-2	23.11.2019	C1	6100035937	30.04.2020	30.10.2020	20560 CHF	YES
E	INGENIO_R	30.04.2020	N4	6100036456	02.07.2020	02.01.2021	7030 CHF	YES
E	IOD1 CNS	21.06.2022	A1	6100042745	14.07.2022	14.01.2023	570 CHF	YES
E	LUR-1	14.03.2023	A1	6100044889	27.04.2023	27.10.2023	570 CHF	YES
E	NEPTUNO-1	02.02.2021	A1	6100038673	25.03.2021	25.09.2021	570 CHF	YES
E	OCESAT01	04.08.2022	A1	6100043262	23.09.2022	23.03.2023	570 CHF	YES
E	ODALISS	12.06.2023	A1	6100045647	20.07.2023	20.01.2024	570 CHF	YES
E	PAZ	23.12.2021	C1	6100041732	17.03.2022	17.09.2022	6160 CHF	YES
E	PAZ_R	23.12.2021	A1	6100041530	17.02.2022	17.08.2022	570 CHF	YES
E	PAZ_R	06.04.2020	N4	6100036457	02.07.2020	02.01.2021	7030 CHF	YES
E	SATELIOT_L_S	07.04.2020	C1	6100036632	23.07.2020	23.01.2021	20560 CHF	YES
E	SATELIOT_UHF	03.04.2020	C1	6100036633	23.07.2020	23.01.2021	8110 CHF	YES
E	SATLNET-02	17.03.2022	A1	6100042048	28.04.2022	28.10.2022	570 CHF	YES
E	SATLNET-02	27.06.2023	N4	6100046001	21.09.2023	21.03.2024	7030 CHF	YES
E	SATLNET-03	31.05.2023	A1	6100045423	29.06.2023	29.12.2023	570 CHF	YES

Tabla 0-3 (Cont.) Lista de reservas realizadas en el periodo 2021 a 2023 para redes por satélite (tomada de [78]).

<b>País</b>	<b>Satélite</b>	<b>Fecha recepción</b>	<b>Categoría</b>	<b>Número</b>	<b>Fecha reserva</b>	<b>Fecha efectiva reserva</b>	<b>Importe</b>	<b>Pago recibido</b>
E	SECOMSAT-2-66E	28.05.2020	C2	6100036622	23.07.2020	23.01.2021	24620 CHF	YES
E	SECOMSAT-4-59W	11.07.2023	C2	6100045827	31.08.2023	29.02.2024	24620 CHF	YES
E	SECOMSAT-4-78E	17.11.2022	C2	6100043878	08.12.2022	08.06.2023	24620 CHF	YES
E	SECOMSAT-6-29E	02.07.2021	C2	6100040229	30.09.2021	30.03.2022	24620 CHF	YES
E	SECOMSAT-LEO-1	16.06.2021	A1	6100039822	05.08.2021	05.02.2022	570 CHF	YES
E	SECOMSAT-LEO-1	20.12.2021	N4	6100041804	24.03.2022	24.09.2022	7030 CHF	YES

**Tabla 0-4 (Fin.) Lista de reservas realizadas en el periodo 2021 a 2023 para redes por satélite (tomada de [78]).**

## ANEXO II: LISTA DE ACRÓNIMOS.

<b>AES</b>	Advanced Encryption Estándar
<b>AIS</b>	Automatic Identification System
<b>API</b>	Advanced Publication Information
<b>BER</b>	Bit Error Rate
<b>BR IFIC</b>	Circular Internacional de Información sobre Frecuencias
<b>BSC</b>	Beam Steering Controller
<b>CCN</b>	Centro Criptológico Nacional
<b>CD-ROM</b>	Compact disc- Read Only Memory
<b>CDTI</b>	Centro de Desarrollo de Tecnología Industrial
<b>CESTIC</b>	Centro Superior de Tecnologías de la Información y las Comunicaciones
<b>CR</b>	Compound Rate
<b>DAMA</b>	Demand Assigned Multiple Access
<b>dB</b>	Decibelio
<b>dBW</b>	Decibelio referido a Watio
<b>DEP</b>	Densidad Espectral de Potencia
<b>DoD</b>	Department of Defense
<b>DTE</b>	Direct to Earth
<b>EDA</b>	European Defence Agency
<b>EE.UU.</b>	Estados Unidos de América
<b>EMACON</b>	Estado Mayor Conjunto
<b>ESA</b>	European Space Agency
<b>ESA</b>	Electronically Steered Array
<b>FEC</b>	Forward Error Correction
<b>FPB</b>	Filtro Paso Banda
<b>GaaS</b>	Ground Station as a Service
<b>GEO</b>	Geoestacionario
<b>GNU</b>	GNU's not UNIX
<b>GOVSATCOM</b>	Governmental Satellite Communications
<b>GPS</b>	Global Positioning System

<b>GTO</b>	Geostationary Transfer Orbit
<b>HANE</b>	High Altitude Nuclear Event
<b>HF</b>	High Frequency
<b>HTML5</b>	Hypertext Markup Language version 5
<b>Hz</b>	Hercio
<b>IA</b>	Inteligencia Artificial
<b>IBO</b>	Reducción de potencia de entrada
<b>IoT</b>	Internet of Things
<b>IP</b>	Internet Protocol
<b>IRIS</b>	Internet Routing in Space
<b>IRIS</b>	Information Rate
<b>ITU</b>	International Telecommunications Union
<b>IW</b>	Integrated Waveform
<b>K</b>	Kelvin
<b>Ka</b>	K-above
<b>Kbps</b>	Kilobit per second
<b>Kg</b>	Kilogramo
<b>Km</b>	Kilómetro
<b>Ku</b>	K-under
<b>KW</b>	Kilowatio
<b>l</b>	litro
<b>LEO</b>	Low Earth Orbit
<b>LOS</b>	Line of Sight
<b>m/s</b>	metro por segundo
<b>MCCE</b>	Mando Conjunto del Ciberespacio
<b>MELP</b>	Mixed-excitation linear prediction
<b>MHz</b>	Mega Hercio
<b>MILSATCOM</b>	Comunicaciones Satélite Militares
<b>MMIC</b>	Monolithic Microwave Integrated Circuit
<b>MOC</b>	Mission Operations Centre
<b>N</b>	Newton

<b>NARFA</b>	National Radiofrequencies Agency
<b>NASA</b>	North America Space Administration
<b>NIST</b>	National Institute of Standards and Technology
<b>NSA</b>	National Security Agency
<b>°</b>	Grado sexagesimal
<b>OBO</b>	Reducción de potencia de salida
<b>OH</b>	Overhead
<b>OMP</b>	Operaciones de Mantenimiento de la Paz
<b>ONU</b>	Organización de las Naciones Unidas
<b>OTAN</b>	Organización del Tratado del Atlántico Norte
<b>PAMA</b>	Permanent Assigned Multiple Access
<b>pHEMT</b>	Pseudomorphic High-Electron-Mobility-Transistor
<b>PIRE</b>	Potencia Isotrópica Radiada Equivalente
<b>Q-PSK</b>	Quadrature - Phase Shift Keying
<b>REST</b>	Representational state transfer
<b>RF</b>	Radio Frequency
<b>RLG</b>	Ring Laser Gyro
<b>Rx</b>	Recepción
<b>s</b>	segundo
<b>SATCOM</b>	Comunicaciones por Satélite
<b>SCP</b>	Secure Copy Protocol
<b>SCPC</b>	Single Channel Per Carrier
<b>SECOMSAT</b>	Sistema Español de Comunicaciones por Satélite
<b>SETSI</b>	Secretaría de Estado de Telecomunicaciones y para la Sociedad de la Información
<b>SFTP</b>	protocolo de transferencia segura de archivos
<b>SHF</b>	Super High Frequency
<b>SOTM</b>	Satellite On The Move
<b>STC</b>	Capacidad SatCom TDMA
<b>TACSAT</b>	Tactical Satellite
<b>TC</b>	Telecomando
<b>TDMA</b>	Time Division Multiple Access
<b>TOC</b>	Technical Operation Centre
<b>TT&amp;C</b>	Temetría y Telecontrol
<b>TTC</b>	Telemetry, Tracking and Control
<b>Tx</b>	Transmisión
<b>U.R.S.S.</b>	Unión de Repúblicas socialistas Soviéticas
<b>UHF</b>	Ultra High Frequency
<b>UIT</b>	Unión Internacional de Telecomunicaciones
<b>UN</b>	United Nations
<b>US</b>	United States

**VSAT**      Very Small Aperture Terminal  
**X**          Banda X